Doc 9756
AN/965

Manual de investigación de accidentes e incidentes de aviación

Parte III
Investigación

Aprobado por el Secretario General
y publicado bajo su responsabilidad

Primera edición — 2011

Organización de Aviación Civil Internacional

Doc 9756
AN/965

Manual de investigación de accidentes e incidentes de aviación

Parte III
Investigación

Aprobado por el Secretario General
y publicado bajo su responsabilidad

Primera edición — 2011

Organización de Aviación Civil Internacional

Publicado por separado en español, árabe, chino, francés, inglés y ruso,
por la ORGANIZACIÓN DE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL
999 Robert-Bourassa Boulevard, Montréal, Quebec, Canada H3C 5H7

La información sobre pedidos y una lista completa de los agentes de ventas
y libreros pueden obtenerse en el sitio web de la OACI: www.icao.int

Primera edición, 2011

Doc 9756, *Manual de investigación de accidentes e incidentes de aviación*
Parte III, *Investigación*
Núm. de pedido: 9756P3
ISBN 978-92-9249-764-4

© OACI 2015

Reservados todos los derechos. No está permitida la reproducción de ninguna parte de esta publicación, ni su tratamiento informático, ni su transmisión, de ninguna forma ni por ningún medio, sin la autorización previa y por escrito de la Organización de Aviación Civil Internacional.

ENMIENDAS

La publicación de enmiendas se anuncia periódicamente en los suplementos del *Catálogo de productos y servicios.* El Catálogo y sus suplementos pueden consultarse en el sitio web de la OACI: www.icao.int. Las casillas en blanco facilitan la anotación de estas enmiendas.

REGISTRO DE ENMIENDAS Y CORRIGENDOS

ENMIENDAS		
Núm.	Fecha	Anotada por

CORRIGENDOS		
Núm.	Fecha	Anotado por

PREÁMBULO

El objeto del presente manual es procurar la aplicación uniforme de las normas y métodos recomendados que figuran en el Anexo 13 y proporcionar información y orientación a los Estados acerca de los procedimientos, métodos y técnicas que pueden emplearse en las investigaciones de accidentes de aviación. Como la complejidad de dichas investigaciones varía de un caso a otro el manual no puede prever todas las eventualidades, pero sí abarca los métodos y procedimientos más comunes. Si bien este manual será útil a todo investigador, sea experto o principiante, **no** sustituye la instrucción ni la experiencia en la realización de investigaciones.

Este manual se publica en cuatro partes independientes, a saber:

Parte I — Organización y planificación;

Parte II — Procedimientos y listas de verificación;

Parte III — Investigación; y

Parte IV — Redacción de informes.

Dado que el manual trata de la investigación de accidentes e incidentes, por razones de brevedad la expresión "investigación de accidentes", que se emplea aquí, abarca igualmente la "investigación de incidentes".

Los siguientes documentos de la OACI proporcionan información y textos de orientación adicionales sobre temas afines:

- Anexo 6 — *Operación de aeronaves*
  (Parte I — *Transporte aéreo comercial internacional — Aviones,*
  Parte II — *Aviación general internacional — Aviones*,
  Parte III — *Operaciones internacionales — Helicópteros*);
- Anexo 9 — *Facilitación;*
- Anexo 12 — *Búsqueda y salvamento*;
- Anexo 13 — *Investigación de accidentes e incidentes de aviación*;
- *Manual de medicina aeronáutica civil* (Doc 8984);
- *Manual de instrucción sobre factores humanos* (Doc 9683);
- *Manual de gestión de la seguridad operacional (SMM)* (Doc 9859);
- *Manual de políticas y procedimientos de investigación de accidentes e incidentes (Doc 9962);*
- *Manual sobre organizaciones regionales de investigación de accidentes e incidentes (Doc 9946);*
- *Compendio sobre factores humanos núm. 7 — Investigación de factores humanos en accidentes e incidentes* (Cir 240);
- *Orientación sobre asistencia a las víctimas de accidentes de aviación y sus familiares* (Cir 285);
- *Guía de instrucción para investigadores de accidentes de aviación* (Cir 298); y
- *Riesgos en los lugares de accidentes de aviación* (Cir 315).

Este manual, que sustituye al Doc 6920 en su totalidad, se irá enmendando periódicamente según vayan surgiendo nuevos métodos de investigación y se cuente con más información.

Se invita a los lectores a aportar textos para su posible inclusión en ediciones ulteriores de este manual, los cuales deberían dirigirse a:

Secretario General
Organización de Aviación Civil Internacional
999 Robert-Bourassa Boulevard
Montréal, Quebec
Canada H3C 5H7

ÍNDICE

Página

Capítulo 1. Introducción III-1-1
1.1 Proceso de investigación III-1-1
1.2 Recopilación de datos III-1-1
1.3 Análisis de datos III-1-3
1.4 Presentación de las conclusiones III-1-3

Capítulo 2. Investigación sobre los restos de la aeronave III-2-1
2.1 Lugar del accidente III-2-1
2.2 Fotografía de investigación de accidentes III-2-1
2.3 Distribución de los restos de la aeronave III-2-11
2.4 Examen de las marcas y restos del impacto III-2-14

Apéndice 1 del Capítulo 2. Lista de verificación de fotografías para el investigador del accidente III-2-16
Apéndice 2 del Capítulo 2. Métodos para el diagrama de la posición de los restos III-2-17

Capítulo 3. Investigación de los aspectos de organización III-3-1
3.1 Generalidades III-3-1
3.2 El modelo de Reason y la investigación de los aspectos de organización III-3-1
3.3 El modelo de seis conceptos para la investigación de los aspectos de organización III-3-2
3.4 Problemas posibles en una investigación de los aspectos de organización III-3-7
3.5 Metodología III-3-7
3.6 Consideraciones finales III-3-11

Capítulo 4. Investigación de operaciones III-4-1
4.1 Generalidades III-4-1
4.2 Historial de la tripulación III-4-2
4.3 Cualificaciones/competencia de la tripulación III-4-4
4.4 Período de vuelo, período de servicio y de descanso de la tripulación III-4-4
4.5 Gestión de tareas, gestión de recursos de tripulación (CRM) III-4-4
4.6 Equipo personal III-4-5
4.7 Planificación del vuelo III-4-6
4.8 Masa y centraje III-4-7
4.9 Mapas, cartas y bases de datos de navegación III-4-8
4.10 Guía de operación III-4-9
4.11 Entrevistas a testigos III-4-12
4.12 Determinación de la trayectoria de vuelo final III-4-14
4.13 Secuencia del vuelo III-4-15

Página

Capítulo 5. Entorno operacional III-5-1
5.1 Investigación de condiciones meteorológicas III-5-1
5.2 Investigación de servicios de tránsito aéreo III-5-9
5.3 Instalaciones de aeródromo III-5-31
5.4 Engelamiento III-5-38
5.5 Operaciones de hidroavión III-5-53
5.6 Investigación respecto a aves y fauna III-5-58

Capítulo 6. Investigación de la performance de aeronaves III-6-1
6.1 Introducción III-6-1
6.2 Actividades del Grupo de Performance III-6-2
6.3 Fuentes de datos III-6-7

Capítulo 7. Registradores de vuelo III-7-1
7.1 Generalidades III-7-1
7.2 Registradores de datos de vuelo III-7-6
7.3 Registradores de la voz en el puesto de pilotaje III-7-9
7.4 Animación de vuelos III-7-13
7.5 Otros dispositivos de registro III-7-14
7.6 Requisitos futuros III-7-19
7.7 Conclusión III-7-21

Capítulo 8. Reconstrucción de los restos III-8-1
8.1 Generalidades III-8-1
8.2 Cuándo se debe realizar una reconstrucción III-8-1
8.3 Tipos de reconstrucción III-8-2
8.4 Reconstrucción en el sitio del accidente III-8-3
8.5 Reconstrucción fuera del sitio del accidente III-8-4
8.6 Reconstrucción virtual III-8-4
8.7 Identificación de los restos III-8-4
8.8 Resumen III-8-6

Capítulo 9. Investigación de estructuras III-9-1
9.1 Materiales estructurales III-9-1
9.2 Tipos de fallas en el material III-9-3
9.3 Examen de la célula – incluidos el tren de aterrizaje y los mandos de vuelo III-9-6
9.4 Fatiga de materiales III-9-8
9.5 Reconocimiento de fallas estáticas III-9-13
9.6 Modos de aplicación de la carga III-9-21
9.7 Rotura en vuelo III-9-23
9.8 Materiales compuestos III-9-27
9.9 Exámenes de especialistas III-9-72
9.10 Fractografía III-9-72
9.11 Problemas del envejecimiento de aeronaves III-9-74
9.12 Prolongación de la vida útil III-9-87

Página

Capítulo 10. Investigación de colisión en vuelo III-10-1
10.1 Introducción III-10-1
10.2 Fuentes de información III-10-1
10.3 Uso de las pruebas materiales III-10-2
10.4 Localización y medición de marcas de arañazo válidas III-10-4
10.5 Métodos para calcular el ángulo de colisión III-10-9
10.6 Determinación de los ángulos de colisión y convergencia en escenarios diferentes III-10-9
10.7 Resumen III-10-13

Capítulo 11. Investigación de la forma en que se desarrolló el incendio III-11-1
11.1 Objetivo III-11-1
11.2 Requisitos del investigador de incendios III-11-1
11.3 Introducción al proceso de combustión III-11-2
11.4 Fuego y explosiones de combustible III-11-3
11.5 Incendios en tierra III-11-6
11.6 Fuentes de ignición III-11-7
11.7 Daño a los metales por el fuego III-11-8
11.8 Estructuras de material compuesto III-11-9
11.9 Panorama general, evaluación del sitio del accidente III-11-9
11.10 Sugerencias para investigar la forma en que se desarrolla un incendio III-11-13

Apéndice del Capítulo 11. Términos de inflamabililidad comunes III-11-14

Capítulo 12. Examen del sistema motopropulsor III-12-1
12.1 Generalidades III-12-1
12.2 Turbinas de gas III-12-2
12.3 Motores de émbolo y turbina/hélice III-12-32
12.4 Pruebas que pueden obtenerse del examen de la hélice III-12-38
12.5 Gestión del sistema motopropulsor III-12-43
12.6 Tipo y calidad del combustible III-12-44
12.7 Recolección de muestras III-12-44
12.8 Examen de especialistas III-12-44
12.9 Otras fuentes de información III-12-45
12.10 Bibliografía III-12-47

Capítulo 13. Investigación de sistemas III-13-1
13.1 Generalidades III-13-1
13.2 Sistemas hidráulicos III-13-2
13.3 Sistemas eléctricos III-13-12
13.4 Sistemas de presurización y aire acondicionado III-13-33
13.5 Sistemas de protección contra hielo y lluvia III-13-35
13.6 Instrumentos III-13-36
13.7 Sistemas de navegación III-13-51
13.8 Investigación de sistemas de mandos de vuelo III-13-53
13.9 Sistemas de detección y protección contra incendios III-13-65
13.10 Sistemas de presurización III-13-66
13.11 Sistemas de tren de aterrizaje III-13-67
13.12 Sistemas de combustible III-13-73

Página

13.13 Sistema anticolisión de a bordo III-13-84
13.14 Sistema mejorado de advertencia de la proximidad del terreno (EGPWS) III-13-85
13.15 Sistemas de memoria no volátil III-13-85
13.16 Sistema de paracaídas de emergencia activado por cohetes III-13-88

Capítulo 14. Investigación del mantenimiento III-14-1
14.1 Finalidad III-14-1
14.2 Alcance III-14-1
14.3 Investigación de errores de mantenimiento III-14-2
14.4 Grupo de mantenimiento III-14-21
14.5 Accidentes de transportistas aéreos III-14-24
14.6 Investigación de aeronaves de la aviación general III-14-40
14.7 Factores humanos en el mantenimiento III-14-42

Apéndice del Capítulo 14. Hojas de datos de mantenimiento (resumen) III-14-44

Capítulo 15. Investigación de helicópteros III-15-1
15.1 Generalidades III-15-1
15.2 Peculiaridades del modelo III-15-1
15.3 Investigaciones técnicas III-15-2
15.4 Investigación operacional III-15-16

Capítulo 16. Investigación de factores humanos III-16-1
16.1 Generalidades III-16-1
16.2 Enfoque sistemático a la investigación de factores humanos III-16-2
16.3 Actividades de investigación III-16-20

Apéndice 1 del Capítulo 16. Modos de falla III-16-39
Apéndice 2 del Capítulo 16. Un proceso integrado para la investigación de factores humanos III-16-46
Apéndice 3 del Capítulo 16 Referencias III-16-56

Capítulo 17. Supervivencia, evacuación, búsqueda, salvamento y extinción de incendios III-17-1
17.1 Introducción III-17-1
17.2 Detalles de la investigación III-17-2
17.3 Conclusiones de orden médico y patológico III-17-9
17.4 Organismos de respuesta a emergencias III-17-9
17.5 Entrevistas III-17-13

Capítulo 18. Investigación patológica III-18-1
18.1 Generalidades III-18-1
18.2 Contribución de la investigación patológica III-18-2
18.3 Información al patólogo III-18-4
18.4 Tareas en el lugar del accidente III-18-4
18.5 Tareas en la morgue III-18-7
18.6 Evidencias que han de obtenerse en el examen patológico III-18-14
18.7 Entrega de restos humanos y efectos personales III-18-17
18.8 Sobrevivientes del accidente III-18-18
18.9 Otros aspectos de la investigación patológica III-18-18
18.10 Resumen III-18-20

Página

Capítulo 19. Investigación de sabotaje con explosivos III-19-1
19.1 Generalidades III-19-1
19.2 Evidencia física para el investigador III-19-1
19.3 Evidencia metalúrgica III-19-7
19.4 Estructura y composición de los fragmentos III-19-11
19.5 Evaluación química y de materiales III-19-15
19.6 Efecto de la onda de choque de tallo o frente de Mach III-19-24

Capítulo 20. Investigación de aspectos de diseño de sistema III-20-1
20.1 Alcance y propósito III-20-1
20.2 Proceso de aseguramiento del diseño III-20-1
20.3 Proceso de certificación III-20-1
20.4 Proceso de evaluación de la seguridad operacional III-20-3
20.5 Seguridad operacional del diseño III-20-6
20.6 Fiabilidad versus seguridad operacional del sistema III-20-7
20.7 La seguridad operacional de sistemas y el investigador de accidentes III-20-8
20.8 Sistemas de investigación III-20-9
20.9 Ensayo y evaluación e investigación III-20-10
20.10 Resumen III-20-11

Capítulo 1

INTRODUCCIÓN

1.1 PROCESO DE INVESTIGACIÓN

1.1.1 La investigación de accidentes es un proceso sistemático mediante el cual se evalúan y eliminan todas las causas posibles de un evento adverso hasta que las causas que quedan se identifican como aplicables a esa investigación. Además, si durante la investigación se identifican otras deficiencias que no son parte del accidente, el equipo de investigación debería tomar nota de las mismas y proporcionar esta información a la autoridad pertinente, aun cuando no se la incluya en el informe de investigación oficial. Si bien muchos accidentes parecen ser similares a otros, esto puede inducir a error. Por lo tanto, es imprescindible que los investigadores sean receptivos y no se concentren en un aspecto y pasen por alto otro. Debido a que los accidentes no son frecuentes, los investigadores deben aprovechar cada oportunidad para obtener instrucción con los transportistas aéreos, militares, fabricantes de aeronaves y otros investigadores de accidentes a fin de mantenerse actualizados y adquirir los mejores métodos de investigación. Muchos transportistas aéreos y fabricantes de aeronaves importantes han creado recursos de investigación de accidentes que deberían consultarse en apoyo de la instrucción periódica. Los transportistas aéreos y los aeródromos realizan periódicamente simulacros de emergencias que proporcionan una oportunidad para que los investigadores de accidentes utilicen estos escenarios en la capacitación. En el caso de un accidente real o un incidente grave, estas relaciones serán útiles para que los investigadores determinen eficientemente las causas del suceso.

1.1.2 La investigación de accidentes consta de tres fases (véase la Figura III-1-1):

a) recopilación de datos;

b) análisis de datos; y

c) presentación de las conclusiones.

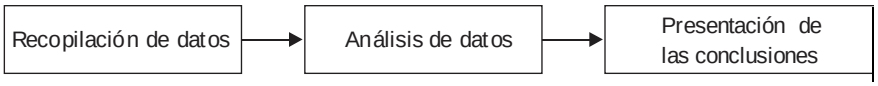


Figura III-1-1. Proceso de investigación

1.2 RECOPILACIÓN DE DATOS

1.2.1 La fase inicial del proceso de investigación debería concentrarse en definir y obtener datos pertinentes al accidente. En particular, se debería dar prioridad a los datos que pueden corromperse. La recopilación de datos a menudo llegará a ser un proceso continuo a medida que se aprenda más acerca de los acontecimientos relacionados con el accidente. Por lo tanto, los datos recogidos al principio de la investigación pueden combinarse con otros datos recogidos en etapas posteriores como un método de reafirmar y validar los factores que posiblemente contribuyeron al suceso. Los tipos de datos que deben recogerse incluyen:

a) pormenores del accidente;

b) factores meteorológicos;

c) factores técnicos; y

d) factores humanos.

Recopilación de circunstancias de accidentes

1.2.2 A fin de facilitar la recopilación de datos meteorológicos, de performance de la aeronave y de control de tránsito aéreo deben recogerse datos de referencia importantes. Las fuentes principales de tales datos se obtendrán de planes de vuelo, datos radar de los servicios de tránsito aéreo (ATS) y cartas de navegación y topográficas. Los datos recogidos deberían incluir:

a) fecha (UTC y LMT);

b) hora (UTC y LMT);

c) lugar;

1) lugar general;

2) coordenadas del cuadriculado; y

3) elevación y topografía;

d) punto de partida;

e) altitud de crucero o nivel de vuelo; y

f) destino y escalas (con las ETA y ETD) y rastros radar.

Recopilación de circunstancias meteorológicas

1.2.3 Los pronósticos y las condiciones meteorológicas locales pueden tener gran importancia, tanto sobre las condiciones de vuelo como sobre la performance de la aeronave. Esto incluirá las condiciones atmosféricas, la situación del sol y la luna, el viento y toda situación inusitada, tal como cenizas volcánicas, humo, cortante del viento, ilusiones visuales o engelamiento, así como cuestiones de despegue o destino que puedan haber repercutido en el perfil del despegue o aterrizaje, tales como salida precipitada o reserva adicional de combustible debido a demoras o desvíos previstos.

Recopilación de circunstancias técnicas

1.2.4 Esta información se obtiene de la investigación en el lugar del accidente o incidente junto con los registros de mantenimiento y fabricación, dispositivos de recolección de datos de a bordo y análisis de laboratorio de los componentes de la aeronave. Esta información también puede proporcionar una derrota para la reconstrucción y simulación sintética del vuelo. También se pueden descubrir otros indicadores pertinentes en los informes de mantenimiento y el examen de incidentes similares registrados en bases de datos de accidentes e incidentes.

Recopilación de circunstancias relacionadas con factores humanos

1.2.5 La información sobre factores humanos algunas veces es lo más difícil en los accidentes fatales debido a que pocos testigos pueden ser entrevistados para confirmar las acciones y condiciones que enfrentaron los miembros de la tripulación de vuelo. Las entrevistas con los colegas y trabajadores de mantenimiento pueden ser muy emotivas y difíciles. Los resultados de las autopsias y la reconstrucción de las acciones de la tripulación obtenidas en los registros de la voz en el puesto de pilotaje y de las cintas de control de tránsito aéreo pueden proporcionar indicadores de las acciones de la tripulación de vuelo. Las fallas de los sistemas también pueden requerir entrevistas con personal de mantenimiento y de servicios en tierra. Estas entrevistas deberían llevarse a cabo tan pronto como sea posible, mientras el conocimiento al respecto siga siendo claro y no esté alterado por conversaciones con otros trabajadores.

1.3 ANÁLISIS DE DATOS

El análisis de datos se lleva a cabo paralelamente con la recopilación de datos. A menudo el análisis de datos origina cuestiones adicionales que requieren más recopilación de datos, simulación y consulta. Los resultados de un análisis raramente señalan una causa aislada con un resultado específico. Es necesario que los miembros del equipo de investigación conversen periódicamente a fin de recoger y procesar todos los datos necesarios.

1.4 PRESENTACIÓN DE LAS CONCLUSIONES

Los informes de accidentes deberían presentarse en el formato indicado en el Anexo 13 de la OACI para incluirlos en la base de datos ADREP. A menudo, las conclusiones de las investigaciones de incidentes pueden ser más útiles y proporcionar más beneficios para la seguridad operacional que las de investigaciones de accidentes.

———————————

Capítulo 2

INVESTIGACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE

2.1 LUGAR DEL ACCIDENTE

2.1.1 El lugar del accidente debe determinarse y registrarse. Es importante identificar el punto de impacto y, si no es en el mismo lugar, la posición en que están situados la mayoría de los restos de la aeronave y la extensión del sitio en que se encuentran los restos. Esto puede hacerse más fácilmente mediante el uso de un receptor GPS (Sistema mundial de determinación de la posición) y cartas aeronáuticas o fotografías aéreas. Hay diversos tipos de receptores GPS; los receptores pequeños, portátiles, son lo suficientemente precisos como para identificar el lugar del accidente e incluso distancias generales entre los objetos de los residuos. Véase en 2.3.9 de este capítulo el examen detallado de cómo trazar diagramas con receptores GPS.

2.1.2 El lugar también puede determinarse trazando las marcaciones y distancias desde las posiciones conocidas sobre un mapa de gran escala o utilizando fotografía aérea del lugar del accidente juntamente con un mapa adecuado. La elevación del sitio debería determinarse junto con todo declive apreciable en la superficie en que se produjo el accidente. En algunas circunstancias, y cuando el terreno se considera importante en la investigación, puede ser conveniente tener un perfil del terreno preparado por un topógrafo. Deberían usarse mapas de la zona y cartas aeronáuticas apropiadas para determinar el lugar del accidente en relación con las instalaciones de aerovías y aeropuertos. Cuando se trate de accidentes ocurridos durante las fases de aproximación o despegue del vuelo, deberían usarse los diagramas de aeropuertos y las cartas de aproximación.

2.2 FOTOGRAFÍA DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

Introducción

2.2.1 La fotografía es un elemento importante del proceso de investigación. Fotografías claras, bien compuestas, permiten al investigador conservar pruebas que pueden deteriorarse, documentar la información que figura en el informe e ilustrar sus conclusiones. Todo investigador de accidentes necesita un conocimiento básico de fotografía. Esto le permite tomar fotografías de calidad o comunicar efectivamente con un fotógrafo profesional a fin de obtener fotografías que contribuyan a aclarar el informe escrito.

Equipo

2.2.2 Al seleccionar el equipo, el investigador debería tener presente que los lugares en que ocurren accidentes de aviación no están siempre convenientemente situados. El investigador nunca sabe cuán lejos debe transportarse el equipo, qué condiciones difíciles se enfrentarán durante las operaciones o si habrá acceso a energía eléctrica, teléfono o internet. El equipo de un investigador debería ser compacto y de poco peso para que sea fácil transportarlo y debería ser fácil usarlo en todo tipo de condiciones.

2.2.3 *Cámaras.* La cámara debería ser durable y fiable. Debe tener suficientes dispositivos como para satisfacer las necesidades del fotógrafo. Los controles deberían ser fáciles de operar, aun cuando el fotógrafo use guantes. El obturador debería estar sincronizado con un flash electrónico externo. El objetivo debería tener una distancia focal

regulable para adaptarse a la mayoría de las situaciones y debería proporcionar capacidad de ampliación — habilidad de tomar fotografías de primer plano. Si la cámara depende de energía eléctrica para su funcionamiento, se debería disponer de pilas suplementarias. Hay varios tipos diferentes de cámaras para el investigador, pero cualquiera sea el formato de la cámara elegida, es esencial que la persona que toma las fotografías tenga experiencia en tomarlas al aire libre, en condiciones desfavorables y traumáticas.

a) *Cámaras desechables.* Estas cámaras las producen casi todos los grandes fabricantes de películas fotográficas. Estas cámaras son fáciles de usar y muchas tienen un flash electrónico integrado. La cámara se entrega al laboratorio y no se devuelve al usuario. El usuario recibe los negativos y fotografías impresas y mediante escáner puede guardar copia digital. Estas cámaras toman buenas fotografías, claras, siempre que se usen dentro de los parámetros de diseño. Los objetivos de estas cámaras no tienen distancia focal regulable y no pueden usarse para fotografías de primer plano. No hay modo de ajustar la exposición para tener en cuenta diferentes condiciones de luz, como no sea activando el flash. El flash es lo suficientemente fuerte como para ser eficaz en distancias de dos a tres metros. Estas cámaras no son caras, son pequeñas y compactas, de uso muy simple y toman buenas fotos. Si el investigador tiene una cámara más compleja, una cámara desechable es un buen repuesto en caso de que la cámara principal no funcione.

b) *Cámaras compactas.* Estas cámaras son más versátiles que las cámaras desechables. En el mercado actual, estas cámaras generalmente son totalmente automáticas y, por consiguiente, el ajuste de enfoque y exposición lo hace la cámara automáticamente. Muchas tienen objetivo zoom y algunas tienen capacidad de ampliación. Estas cámaras usan película o un medio digital, son versátiles, compactas, de poco peso, fáciles de usar y algunas se pueden usar en condiciones meteorológicas rigurosas. Además, son una opción excelente para los investigadores con poca experiencia en fotografía.

c) *Cámaras réflex de objetivo único.* Estas cámaras se llaman así debido a que un espejo entre el objetivo de la cámara y la película o un sensor de luz dirige la luz que llega a través del objetivo a un vidrio opaco que usa el fotógrafo para componer y enfocar la fotografía. Fundamentalmente, el fotógrafo ve lo que la cámara ve. Hasta ahora, estas son las cámaras más versátiles y, con los accesorios adecuados, pueden realizar cualquiera de las tareas fotográficas en una investigación de accidente. Estas cámaras requieren muchos conocimientos de fotografía y experiencia por parte del investigador, para que su uso sea eficaz. Las cámaras réflex de objetivo único usan película ordinaria o bien un medio digital.

d) *Camcorders o camascopios.* Estas cámaras son muy útiles para los investigadores. Las modernas son ligeras y compactas y el vídeo en formato digital puede editarse en una computadora usando un soporte lógico simple. Los investigadores deberían usar videocámaras para grabar actividades de extinción de incendios y salvamento en el accidente, tomar nota durante la visita al lugar del accidente y registrar las etapas para retirar los restos, cargarlos en los vehículos, descargarlos de los vehículos en un hangar o en otro lugar de almacenamiento. Debería usarse por lo menos una cámara de vídeo para registrar los pasos que requieren las tareas de desmontaje de los componentes.

2.2.4 Los *accesorios* facilitan la tarea de fotografiar los restos de accidentes y mejorar la calidad de las fotografías. La que sigue es una lista de los accesorios útiles para los investigadores de accidentes.

a) *Objetivos.* Los objetivos accesorios pueden ser complementarios, que se montan en el objetivo principal de la cámara, o ser intercambiables, en cuyo caso el objetivo principal se quita y se instala otro. Un objetivo zoom con distancia focal regulable de 28 mm a 135 mm para una cámara de película de 35 mm, o su equivalente para una cámara digital, que también tiene capacidad de ampliación, es ideal. El tener todas estas características combinadas en un objetivo reduce la necesidad de llevar consigo accesorios pesados.

b) *Flash.* El flash es útil para cubrir sombras en condiciones de luz sol brillante. La mayoría de las cámaras compactas y muchas cámaras réflex de objetivo único tienen un flash integrado. Estos proporcionan luz suplementaria para usarla en condiciones de iluminación marginal, pero generalmente no son suficientemente poderosos como para cubrir sombras cuando se fotografía bajo la luz del sol. Puesto que el flash forma parte de la cámara, el fotógrafo no controla el ángulo de la luz cuando usa uno. El mejor accesorio de flash para un investigador es el que se puede desprender de la cámara y dirigir de forma independiente. Las luces de proyectores, la iluminación fotográfica o de camascopios con poca capacidad de iluminación son útiles en condiciones nocturnas o de poca visibilidad.

c) *Filtros.* Estos accesorios se montan al frente del objetivo de la cámara para filtrar la luz que llega a la película o al sensor. Los filtros más útiles para los investigadores son los de UVA, UVB, protector y polarizador. Muchos fotógrafos instalan un filtro UV o protector sobre el objetivo para protegerlo del polvo, humedad, neblina salina u otros riesgos. Los filtros UVA y UVB quitan la luz ultravioleta que en la película se convierte en azul, haciendo que las fotografías parezcan nebulosas o imprecisas. Los filtros protectores son útiles cuando se toman fotos en la sombra y contrarrestan la tendencia de la luz del cielo azul que influye en el color de la fotografía. Normalmente, una cámara digital puede compensar esto si se ajusta el equilibrio de color. El polarizador es útil para reducir los reflejos del agua, vidrio y otros materiales. Sin embargo, no reducirá los reflejos de las superficies metálicas; para esto será necesario verificar las instrucciones del manual de la cámara.

d) *Soportes.* El trípode es el soporte para cámaras más usado. Conviene seleccionar uno que sea ligero y resistente. El soporte debería tener una amplia gama de ajustes, incluida la posibilidad de colocar la cámara cerca del suelo para que el investigador pueda tomar fotos en primer plano de los restos que están sobre el suelo.

e) *Disparador remoto/de cable.* Este accesorio permite tomar fotografías sin provocar el movimiento en la cámara que puede resultar en una imagen desvanecida o imprecisa.

f) *Cuaderno de notas.* Es necesario un cuaderno u otro medio para conservar los registros. Es importante tomar notas que permitan identificar cada fotografía según el tema y su importancia. Algunas cámaras también permiten marcar la fecha y hora, lo que puede ser útil para mantener los registros.

Películas y medios electrónicos

2.2.5 Algunos investigadores aún usan películas como medio de registro; sin embargo, los medios digitales están superando rápidamente las películas químicas como el medio elegido por los investigadores. Las cámaras digitales de alta calidad proporcionan fotografías claras, excelentes, que resultan fáciles de archivar, publicar e insertar en textos preparatorios e informes. Con los medios digitales, el investigador dispone inmediatamente de la fotografía; no hay demoras por la necesidad de procesar e imprimir la película. El investigador tiene control físico sobre las imágenes desde el comienzo, eliminando el riesgo de pérdida o daño de la película o comprometer información de dominio privado. El investigador puede ver inmediatamente la fotografía y determinar si es aceptable o si es necesaria otra imagen. Además, debido a la gran capacidad de las nuevas cámaras digitales, pueden conservarse varios cientos de fotografías, o se pueden llevar varios dispositivos de memoria con un número casi ilimitado de fotografías y un gasto mínimo. Estas fotografías pueden transmitirse por internet adjuntándolas a un correo-e. Los teléfonos celulares ahora tienen esta opción y los investigadores pueden usarlos en diversos lugares de un sitio con restos muy esparcidos para intercambiar imágenes rápidamente.

Qué fotografiar en el lugar del accidente

2.2.6 La regla general en materia de fotografía en un sitio de accidente es comenzar por las pruebas más fácilmente deteriorables y trabajar después con las pruebas menos deteriorables. En el Apéndice 1 de este Capítulo 2 figura una lista de verificación del investigador para fotografías en el lugar del accidente.

2.2.7 Comenzar usando una cámara de vídeo para registrar las actividades de extinción de incendios y salvamento. Colocar el camascopio en un trípode y regular el objetivo hasta abarcar todo el sitio. Activarlo y dejarlo que registre continuamente. Para una respuesta que toma mucho tiempo, se debe estar dispuesto a cambiar de cintas a medida que se usan. Si se tiene más de una cámara de vídeo, tómense vídeos desde tantos puntos como sea posible sin interferir con las actividades de respuesta. Posteriormente, el vídeo servirá para muchos usos; proporcionará constancia de la respuesta; los investigadores podrán usarlo para determinar el daño que causó el personal que intervino y el daño causado por el accidente propiamente dicho. El vídeo puede usarse para el entrenamiento de los equipos de extinción de incendios y salvamento. Si se puede hacer sin ponerse en peligro o interferir con las actividades de respuesta, conviene fotografiar otros elementos de prueba deteriorables, tales como huellas y marcas de resbalamiento en el terreno.

2.2.8 Tan pronto como se haya extinguido el fuego y se declare seguro el lugar del accidente para que los investigadores entren en el lugar, fotografíense todas las marcas de resbalamiento y huellas que queden en el terreno. El médico forense local comenzará a retirar de la escena los restos humanos, si los hubiera. Todos los restos humanos deberán fotografiarse y catalogarse antes de moverlos. Cualquier otra prueba médica, tales como manchas de tejido humano en los restos de la aeronave deberían fotografiarse lo antes posible. Además, se debe documentar todo daño en los objetos de propiedad privada.

2.2.9 El próximo paso es tomar fotografías aéreas del lugar. Una forma fácil y eficaz de hacerlo es usar los servicios de un contratista que se especialice en fotografía aérea. Si se contrata a un fotógrafo aéreo, hay que asegurarse de que el fotógrafo comprenda exactamente qué información se necesita obtener. Si se decide tomar las fotografías uno mismo, una forma eficaz de hacerlo es usar un helicóptero. Cuando se toman fotografías desde un helicóptero, recuérdese que es necesario protegerse uno mismo y proteger el equipo. Sosténgase la cámara de manera que el eje del objetivo esté lo más cerca posible de la vertical. Tómense varias fotos de cada posición con diferentes orientaciones. Úsese un obturador de alta velocidad para obtener imágenes más claras. No se debe permitir que la cámara toque la estructura del helicóptero durante la exposición porque las vibraciones del helicóptero se transmitirán a la cámara, lo que degradará la claridad de la imagen. Es necesario incluir en las fotos alguna pieza de equipo, por ejemplo un vehículo, a fin de tener una idea de las proporciones. Si es posible, tomar fotos aéreas a diferentes horas del día, pues las sombras diferentes revelarán detalles diferentes.

2.2.10 Durante el recorrido inicial del lugar del accidente, puede ser útil que un asistente lleve un camascopio. Regístrense las impresiones iniciales como notas vídeo mediante un acompañamiento sonoro. Esto también puede usarse como una herramienta informativa para los nuevos miembros del equipo de investigación que vayan llegando y para los equipos encargados de mitigar los efectos de sustancias peligrosas y el personal médico encargado de recobrar las víctimas.

2.2.11 La siguiente tarea fotográfica importante es fotografiar los restos de la aeronave. Si los restos están concentrados en un área pequeña y todo se ve desde un punto de vista único, fotografíeselo desde todos los puntos cardinales e intermedios. El fotógrafo debería estar a la misma distancia del centro de los restos de la aeronave cuando tome cada fotografía. Hay que asegurarse de que en las notas queda reflejada la dirección hacia la que se miraba cada vez. Si los restos de la aeronave están esparcidos en un área extensa, quizá no sea práctico fotografiar toda la escena. En este caso, fotografíese cada parte o trozo importante o grupo de partes de los restos. Como mínimo, tómese una fotografía desde todos los puntos cardinales, y luego desde más cerca para mostrar los detalles. Es necesario tomar nota del lugar en que se encuentran la o las partes de los restos de la aeronave en el diagrama del accidente. Tómense fotos que ilustren el daño a los componentes, las fracturas de las superficies y rastros forenses. El fotógrafo o el investigador nunca deberían tratar de reunir las partes rotas, dado que esto puede destruir la superficie de fractura y

distorsionar las pruebas de la causa de la falla. Cuando los restos de la aeronave se retiran del lugar o si se desplazan para dar acceso a otras pruebas, es necesario asegurarse de que se fotografían antes de que se desordenen. Cada vez que se sacan del lugar piezas importantes de los restos de la aeronave, úsese una cámara de vídeo para registrar el proceso de prepararlos para el transporte, cargar el vehículo, retirarlos y colocarlos en el lugar de destino. Cada vez que se desarman o abren componentes, regístrese en vídeo el proceso cuando sea posible. Entre los otros elementos de prueba importantes que deben fotografiarse cabe mencionar las pruebas de incendio, decoloración de las estructuras por el calor, fracturas estructurales, posición de interruptores y disyuntores. Debería fotografiarse todo daño al follaje y los árboles cercanos, así como a las huellas sobre el terreno dejadas por los trozos de la aeronave después de la rotura inicial. Fotografíese el punto de impacto desde una posición ventajosa que esté en la trayectoria de vuelo de la aeronave. Debe fotografiarse todo aquello que se encuentre entre los restos pero que no debería estar allí. Fotografíese también todo aquello a lo que le falte un componente crítico. Por ejemplo, si la investigación revela que falta un pasador de aleta en un sujetador crítico, fotografíese ese sujetador y también otro que muestre una instalación normal.

2.2.12 Las condiciones ambientales también deberían documentarse si hay alguna posibilidad de que el tiempo, el ángulo del sol, una ilusión óptica o falta de referencia visual puedan haber contribuido a que se produjera el accidente. Esto haría necesario no solo contar lo antes posible con la documentación sobre las condiciones meteorológicas en el momento del accidente, sino también recrear el ángulo del sol o la luna y las condiciones en otra fecha bajo las mismas condiciones representativas. Esto puede lograrse también mediante simulación, especialmente cuando se investiga un caso de impacto contra el suelo sin pérdida de control, a fin de no arriesgar otra aeronave al intentar recrear las condiciones del accidente.

2.2.13 Considerando el costo de un accidente de aviación y la investigación del mismo, la fotografía no es cara. Tómense tantas fotografías como sea necesario. Tómese una foto con la exposición normal, luego tómese la misma con la mitad y luego el doble de la exposición indicada en la cámara. Los fotógrafos llaman “bracketing” u horquillado a esta técnica, mediante la cual se asegura que por lo menos una fotografía tendrá la exposición apropiada. Si se usa un flash accesorio, ilumínese el objeto desde diferentes direcciones. Al tomar fotografías tómense notas, las cuales deben contener suficiente información para identificar más tarde cada fotografía y la importancia de la misma. Esto no es tan importante cuando se usa una cámara digital, dado que cada fotografía puede examinarse inmediatamente para ver si contiene la información necesaria.

Modo de tomar una buena fotografía

2.2.14 Para tomar una buena fotografía, el fotógrafo debe considerar cinco variables: composición, iluminación del objeto, enfoque, abertura de diafragma y velocidad del obturador. Estar familiarizado con el equipo fotográfico es esencial, y se recomienda practicar en condiciones desfavorables. Además de fotografiar en sesiones de instrucción sobre accidentes e incidentes o en clase, los fotógrafos de accidentes de aviación también pueden entrenarse con bomberos industriales o servicios de investigación penal para adquirir experiencia adicional.

2.2.15 La composición es el arreglo del objeto de la fotografía. Las que siguen son algunas sugerencias para una composición eficaz: acérquese; haga que el objeto quede lo más encuadrado posible. Elimine los detalles y las distracciones superfluas. Esto no es siempre posible en las fotografías de accidentes, dado que durante este proceso pueden resultar dañadas otras pruebas. Para soslayar este problema, fotografíese cada objeto y los elementos que distraen tal como están, y luego cúbranse los elementos que distraen con tela o desplácese el objeto a un lugar en que pueda fotografiarse sin elementos que distraigan la atención. Un trozo de tela de un tono o color que contraste sirve como buen fondo. Incluya en la fotografía una regla, cinta de medir o un objeto común de tamaño conocido, como un lápiz, para dar al observador un sentido del tamaño del objeto fotografiado. Tómese la fotografía desde varios ángulos diferentes para asegurar que contiene toda la información necesaria. Las cámaras digitales presentan una ventaja en este sentido, porque permiten que el investigador examine inmediatamente las fotografías para ver si contienen la información necesaria y son de una calidad técnica suficiente.

2.2.16 La segunda consideración es la iluminación. La mejor luz para fotografiar restos de aeronaves es una luz suave, difusa y uniforme. Generalmente, un día nublado es perfecto. Las sombras no oscurecerán los detalles y la luz difusa no causará un brillo excesivo ni reflejo de las superficies metálicas que distraigan. Estas condiciones pueden no existir en el lugar de un accidente, de manera que el investigador debe controlar la luz de otras maneras. Si un pequeño trozo de resto de la aeronave está bajo la luz del sol, fotografíese tal como se encuentra. Úsese un filtro protector o de equilibrio de colores para contrarrestar el leve tono azul característico de la sombra. Finalmente, el investigador puede usar flash para cubrir las sombras. Las Figuras III-2-1 y III-2-2 ilustran los efectos del flash. La mayoría de las cámaras automáticas tienen el flash preestablecido para cubrir las sombras en condiciones de mucha luz de sol.

2.2.17 Es esencial que las imágenes estén correctamente enfocadas para obtener buenas fotografías. La mayoría de las cámaras modernas enfocan automáticamente y muchas permiten que el fotógrafo desactive el enfoque automático y lo haga manualmente. El procedimiento general es seleccionar la parte más importante del objeto y enfocar esa parte. Después, componer la foto en el visor de la cámara y tomar la fotografía. Si la cámara tiene enfoque automático, probablemente tenga un dispositivo para bloquear el enfoque que permite al fotógrafo enfocar y mantener la parte seleccionada del encuadre y recomponer la fotografía. Es necesario ver el manual de instrucción de la cámara para saber cómo usar este dispositivo.

2.2.18 La apertura del diafragma controla la intensidad de la luz sobre la película o el sensor. La apertura del diafragma indicada en el anillo de ajuste (cifras tales como 1.2, 1.4, 2, 2.8, 4, 5.6, 8, 11, 16, etc.) es simplemente la distancia focal del objetivo dividida por el diámetro de la apertura del diafragma. Las cifras de apertura del diafragma se llaman número f. La intensidad de la luz sobre la película o el sensor digital disminuye a medida que los números f son más elevados, y cada número f sucesivo concentra la mitad de la luz que concentra el número anterior. Con luz de baja intensidad los fotógrafos usan gran apertura del diafragma y seleccionan una pequeña apertura del diafragma cuando la luz es intensa. La mayoría de las cámaras modernas tienen un dispositivo que selecciona automáticamente la apertura del diafragma. Algunas veces, al fotógrafo le resultará conveniente seleccionar manualmente la apertura del diafragma. Seleccionar una apertura amplia disminuirá la profundidad de campo de la imagen. La profundidad de campo es la distancia desde el punto más cercano al punto más distante en la imagen que resulta un foco aceptable.



Figura III-2-1. Esta fotografía ilustra el problema de tomar fotografías en un día con luz de sol brillante como única iluminación. Esto se hizo para mostrar el daño producido por el calor a una parte de la turbina. Obsérvese que la mayoría de los detalles del daño se pierden en la sombra.



Figura III-2-2. Esta fotografía se hizo usando un dispositivo de flash suficientemente fuerte para iluminar las partes sombreadas de la fotografía en un día claro bajo la luz de mediodía. El daño producido en la turbina del motor es claramente visible.

Por el contrario, cerrando el objetivo para una apertura menor (“aumentar el número f”) aumenta la profundidad del campo. Los investigadores pueden usar esta característica de todos los objetivos según les convenga. Si bien seleccionar una pequeña apertura del diafragma puede mantener todo en la imagen dentro de un enfoque aceptable, el investigador puede desear abrir el diafragma para dejar intencionalmente fuera de foco los elementos que distraen en la fotografía, y concentrar la atención de quien ve la foto en un solo elemento de la composición. Véanse las Figuras III-2-3 y III-2-4 para ejemplos de cómo la apertura del diafragma afecta la profundidad de campo. Si se desea controlar manualmente la apertura del diafragma, será necesario seleccionar la velocidad apropiada del obturador. Algunas veces la cámara está diseñada para hacerlo automáticamente. Es necesario ver el manual de instrucción de la cámara para controlar la exposición con la “apertura preferida”.

2.2.19 La velocidad del obturador controla la cantidad de tiempo durante el cual la luz cae sobre la película o sensor. La velocidad del obturador generalmente se expresa en fracciones de segundo y, en la mayoría de las cámaras, en el selector las velocidades están marcadas en incrementos (1, ½, ¼, 1/8, 1/16, 1/30, 1/60, 1/125, 1/250, 1/500, 1/1000, 1/2000, 1/4000, etc.), en los que cada velocidad corresponde a la mitad de la duración de la anterior. Hay varias técnicas para seleccionar la velocidad apropiada del obturador. La velocidad de 1/(velocidad ISO) de la película o la sensibilidad seleccionada del sensor digital generalmente es una buena velocidad para comenzar. Por ejemplo, para una película de velocidad ISO 100, úsese una velocidad del obturador de 1/125 s. A fin de evitar la degradación de la imagen debido a un movimiento de la cámara, selecciónese una velocidad que es de por lo menos 1/(distancia focal del objetivo). Cuando se usa un objetivo cuya distancia focal es de 100 mm, úsese un obturador cuya velocidad es de por lo menos 1/100 s ó 1/125 s. Si se escoge controlar manualmente la velocidad del obturador, habrá que seleccionar la apertura del diafragma apropiada. Algunas veces la cámara está diseñada para hacerlo automáticamente. Habrá que verificar en el manual de instrucción de la cámara cómo funciona la “prioridad del obturador”.

Sugerencias para mejores fotografías de investigación

2.2.20 Asegúrese de que el objeto está identificado. La mejor técnica es escribir la información identificativa sobre una ficha grande y colocarla junto al objeto de manera que aparezca en un rincón de la fotografía. Tómense notas sobre el asunto y la importancia de cada fotografía. Los investigadores pueden tomar miles de fotografías durante una investigación. Las notas permiten al investigador encontrar e identificar las fotos importantes. Inclúyase en la fotografía una regla u objeto de tamaño conocido para que quien la vea perciba el tamaño del objeto.

2.2.21 Sosténgase la cámara lo más firmemente posible y apriétese el disparador del obturador con cuidado a fin de no mover la cámara. Cuando se usa un obturador lento o se toman fotografías en que la profundidad de campo es muy estrecha, colóquese la cámara sobre un trípode para evitar que el movimiento degrade la imagen o deje al objeto fuera de foco, y úsese el cable o disparador a distancia.

2.2.22 Tómense la mayoría de las fotos en color. Ocasionalmente, las superficies de fractura o fisuras estructurales aparecen mejor en blanco y negro. En ese caso, las fotografías digitales pueden convertirse de color a blanco y negro usando soporte lógico en la computadora.

2.2.23 Los restos pequeños de la aeronave pueden tener una forma irregular que hace que sea difícil ponerlos en una superficie de trabajo. Para ayudar a situar estos objetos, se puede usar una bolsa de arroz o granos secos cubierta por un trozo de tela de color neutro a fin de sostener y mantener el objeto en la posición deseada.

2.2.24 Si el objeto es un componente dañado o defectuoso, fotografíese un componente en estado normal para efectos de comparación.

Coordinación con un fotógrafo profesional

2.2.25 Asegúrese de que el fotógrafo está consciente de lo que puede encontrar en el lugar del accidente, comprende los peligros del lugar y tiene todo el equipo de protección personal necesario y sabe cómo usarlo. El fotógrafo debería saber que no debe alterar nada en el lugar del accidente. La siguiente es una lista del equipo y demás artículos que el fotógrafo debería llevar consigo:

a) dos cámaras réflex de objetivo único de 35 mm o dos cámaras réflex digitales; y

b) objetivos zoom con distancia focal de 28-135 mm para una cámara de película de 35 mm o equivalente para una cámara digital
objetivos macro
flash externo potente que puede cubrir sombras bajo luz de sol fuerte
exposímetro/flash
trípode
cable de disparador
filtros polarizador, UVA/B y protectores
tarjeta de grises, escala de colores
20 rollos de película de 35 mm, para 36 fotografías en color o su equivalente digital
pilas adicionales para tal volumen de actividad fotográfica
una caja resistente para llevar el equipo y protegerlo de los elementos.

En esta lista todos los elementos son básicos para la actividad de un fotógrafo profesional y prácticamente todos los fotógrafos llevan estos artículos para desempeñar sus tareas.

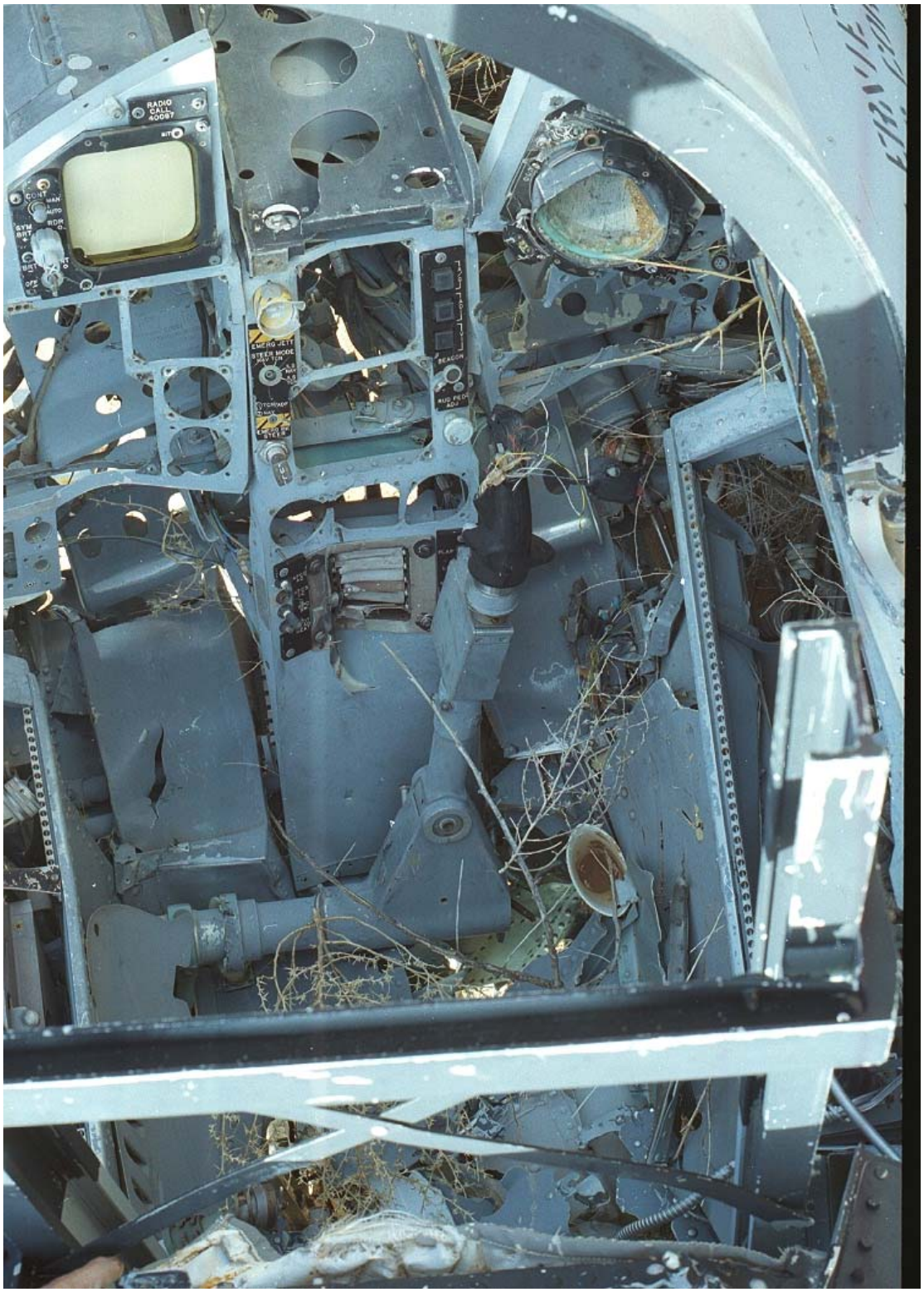


Figura III-2-3. Esta fotografía se tomó con una apertura relativamente pequeña del diafragma para obtener la máxima profundidad de campo. Obsérvese que en el encuadre todo está enfocado con claridad.



Figura III-2-4. Esta fotografía se tomó con una apertura del diafragma relativamente amplia. Obsérvese que la barra transversal que aparece en primer plano en la parte inferior está fuera de foco. El tablero de instrumentos está enfocado con claridad y atrae la atención del observador.

2.2.26 Esta sección abarca las técnicas básicas de fotografía para la investigación de accidentes. Hay muchas otras técnicas fotográficas que pueden ser útiles al investigador de accidentes. Estas técnicas se explican en numerosos libros que se encuentran en tiendas especializadas en artículos fotográficos y en librerías. Muchas de estas técnicas se explican en los manuales de instrucción que vienen con las cámaras. Léanse las instrucciones que vienen con la cámara y varios libros sobre técnicas fotográficas. Practíquese usando todo el equipo fotográfico del investigador hasta que usarlo sea algo natural. Esto permitirá al investigador utilizar mejor el tiempo disponible y obtener las mejores fotografías posibles. Utilícese el equipo frecuentemente para asegurarse que funciona correctamente.

2.3 DISTRIBUCIÓN DE LOS RESTOS DE LA AERONAVE

2.3.1 La investigación en el lugar del accidente debería comenzar con una evaluación de los restos de la aeronave poniendo particular atención en asegurar que las principales superficies estructurales y de mando de vuelo están dentro del esquema de restos de la aeronave. En un examen somero del sitio verifíquese que allí se encuentran los principales elementos de la estructura: alas, vertical y horizontal de cola, número exacto de motores, de hélices y palas de hélice, etc. A medida que continúa el examen inicial, debería determinarse si todas las superficies de mando de vuelo también están: alerones, flaps, timones de altura, aletas de centrado, expoliadores, etc. Dado que la cantidad de superficies puede ser grande, es común hacer que cada miembro tenga un diagrama simple de la aeronave (que generalmente puede obtenerse del explotador o el manual de mantenimiento). A medida que se identifica cada parte de la estructura y se encuentra cada superficie de mando de vuelo, se puede “marcar” la parte pertinente de la ilustración. Más tarde, todas las ilustraciones pueden compararse para asegurar al equipo de investigación que toda la aeronave está en el lugar. La falta de una parte o de una superficie de mando importante puede indicar la pérdida de la misma antes del impacto, por lo que el esfuerzo para recuperar las partes faltantes debería comenzar lo antes posible y de ahí la necesidad de completar este inventario básico a principios de la investigación.

2.3.2 La evaluación de las características básicas del terreno que rodean el lugar del accidente debería llevarse a cabo antes de un análisis detallado. Si el terreno es elevado donde ocurrió el impacto, la prueba del impacto puede indicar un ángulo más pronunciado que el que existiría si el terreno fuera plano o en declive. De igual modo, si el lugar está poblado de árboles, el impacto puede ser mucho más fuerte que si no hubiera grandes estructuras o vegetación.

2.3.3 Los investigadores deberían determinar la magnitud de la ruptura de la aeronave. Si es extensa, esto puede lograrse recorriendo el sitio. Comenzando en el punto inicial de contacto con el terreno, el investigador debería tratar de determinar una dirección básica de ruptura y comenzar caminando en esa línea. La identificación de estructuras o de sus partes a lo largo del recorrido se puede hacer tomando nota de si están en línea recta hacia adelante o a la izquierda o la derecha. Puede hacerse un croquis preliminar de los restos de la aeronave sin mayor detalle en cuanto a la escala. Cuando se ha tomado nota de las últimas partes en la línea recorrida, se puede suponer que no existen otras más adelante; el investigador debería continuar recorriendo cierta distancia de la línea para asegurarse de que lo que se suponía que eran las últimas en realidad lo son. A menudo, los objetos pesados pueden estar bien adelante en el croquis normal de los restos debido a la inercia. Una vez que se determina el límite de longitud, el investigador debería determinar la anchura a ambos lados. Todas las actividades de la investigación pueden entonces concentrarse dentro de los límites establecidos. Esto facilita las tareas de investigación y asegura que los miembros del equipo no se dispersan más allá de los límites sin coordinar con el investigador encargado. En el caso de ruptura en vuelo o de colisión en vuelo, los datos radar pueden ser útiles para identificar el terreno en que se encuentran los primeros restos y la extensión en que se encuentran esparcidos los restos. Esto también será de importancia vital para determinar el sitio en caso de un accidente sobre agua.

Obtención del material grabado

2.3.4 La investigación en el terreno debería comenzar con la determinación de todo el material grabado a bordo de la aeronave. Además de los registradores de datos de vuelo y de la voz en el puesto de pilotaje, los investigadores deberían tomar conocimiento de cualquier otro registro de datos que pueda proporcionar información valiosa. Dicho material puede estar en registradores de acceso fácil y en memoria no volátil en tableros de circuito impreso. Se debería consultar con representantes del fabricante y el explotador para esta identificación. DeberíaN conocerse bien el lugar y la apariencia de la instalación antes de hacer cualquier examen de los restos de manera que estas importantes fuentes de pruebas puedan identificarse y obtenerse antes de que los datos corran riesgo con el tiempo y las condiciones. Toda información sobre manipulación especial del material, tales como respecto a inmersión en agua o bolsas antiestáticas, deberían incluirse antes de manipular o sacar el componente. Los datos de vuelo y performance del motor pueden haber sido transmitidos a las instalaciones de operaciones o mantenimiento del transportista por medio de un mecanismo de presentación de informes automatizado por enlace de datos y debería estar disponible para el equipo de investigación.

Jalonamiento de los restos de la aeronave

2.3.5 A medida que se identifican las piezas pequeñas, y especialmente a medida que se desplazan los objetos, el investigador debería colocar un jalón visible en el terreno para identificar el lugar. Esto mantiene la integridad del lugar del accidente para actividades futuras, tales como volver más tarde al lugar del accidente para que un experto retire una pieza pequeña dañada o encuentre algo relacionado con un objeto que ya ha sido retirado.

2.3.6 Se deben utilizar jalones que son visibles para los investigadores. En los aeropuertos la práctica común es tener una provisión de jalones de alambre pequeños con banderines de color en la parte superior. La ventaja es que se pueden llevar muchos jalones hasta el lugar del accidente. Sin embargo, si el follaje es extenso en el lugar, los banderines no serán visibles, haciendo que sean menos útiles. Por el contrario, los jalones proporcionados a los equipos de investigación son de madera, de aproximadamente 5 cm por 5 cm por 1,22 m. Si bien un jalón de este tamaño puede verse fácilmente una vez que está colocado, requiere un martillo pesado para colocarlo firmemente en el terreno. Además, un investigador no puede llevar muchos jalones a la vez, debiendo desplazarse repetidamente para llevar lo necesario. Esto no quiere decir que tal extremo no sea útil en ciertos entornos, pero el investigador debería tratar de usar los mejores jalones para el sitio en cuestión, no sólo lo que se le proporcionó inicialmente.

2.3.7 Una vez colocado el jalón, se le debería poner un número de identificación único, y su número e importancia debería anotarse en un registro de operaciones. El investigador a cargo puede ensamblar un registro original de manera que se pueda volver a lugares específicos o identificar la forma de distribución. Cuando varios investigadores se disponen a examinar el sitio y jalonar las partes significativas, sería útil asignar un sistema de numeración a cada investigador. Por ejemplo, a un investigador se le asignan jalones de 1 a 99, a otro se le asignan jalones de 100 a 199, y así sucesivamente. De esta manera, no habrá dos jalones que tengan el mismo número y se podrá hacer un gráfico de distribución original. Debe tenerse cuidado al identificar el jalón, de manera que la información que queda en el mismo no se pierda. Es útil un rótulo a prueba de intemperie con el número del jalón y la identificación del objeto escrita. Un método eficaz es dar a cada miembro del equipo un marcador “permanente” de manera que el número de identificación y la descripción del objeto puedan colocarse en ambos lados del jalón. Estos marcadores deberían retener la información durante todo el tiempo que el equipo de investigación los necesite.

2.3.8 Como se mencionó antes, los jalones deberían estar colocados de manera que se pueda volver a los restos pequeños para quitarlos más tarde o colocarlos cada vez que se quite algo para un examen más a fondo. También deberían colocarse jalones en los lugares en los que se han encontrado y retirado restos humanos. En todos los casos, una fotografía con el jalón y el objeto juntos puede resultar útil más tarde. Además, pueden jalonarse las huellas importantes en el terreno. Si la huella es larga, puede ser útil poner un jalón en cada extremo. Si la huella tiene una curva o una forma particular, quizá necesite varios jalones para poder duplicar la forma después que el terreno haya sido alterado o haya quedado cubierto por el viento, precipitaciones o movimiento de equipos. Debería considerarse también la forma de marcar cada cosa en terrenos pantanosos o con mucho sotobosque donde los jalones y rótulos ordinarios no serían visibles.

Uso del Sistema mundial de determinación de la posición (GPS)

2.3.9 A medida que mejora la disponibilidad y precisión de los receptores del Sistema mundial de determinación de la posición (GPS) su uso en el sitio del accidente facilita el cumplimiento de las tareas necesarias. Antes, un equipo de topógrafos debía volver al lugar del accidente y trazar la posición de los restos de la aeronave o los jalones para los investigadores, mientras que ahora el equipo de investigación puede combinar la identificación inicial de los restos de la aeronave y la colocación de jalones e ingresar la posición correspondiente en una base de datos del sistema GPS. El gráfico final (véase 2.3.4) pasa a ser entonces una cuestión de combinar durante la investigación los lugares de los diferentes diagramas del GPS en un gráfico útil.

2.3.10 La precisión de los receptores GPS varía según la tecnología utilizada. Los receptores GPS militares pueden trazar posiciones con una precisión de centímetros o pulgadas. Los receptores manuales disponibles en el comercio solo pueden determinar la posición con una precisión de tres a cinco metros (10 ó 15 pies). Sin embargo, cabe señalar que durante un examen del terreno, aunque las situaciones de todos los puntos examinados quizá estén dentro de los cinco metros (15 pies) de precisión absoluta, las posiciones de los puntos examinados siguen siendo constantes y estos mantienen sus posiciones relativas. Se debería tener cuidado de asegurarse de que todos los gráficos, los receptores GPS y posiciones examinadas usan las mismas bases de datos de levantamiento geodésico en las revisiones más actualizadas para eliminar o minimizar los errores y la confusión de diferentes fuentes de datos o referencia.

2.3.11 Puesto que los satélites de referencia pueden ser diferentes o estar en posiciones ligeramente diferentes cuando se efectúa el estudio, es importante que todas las posiciones del levantamiento se hagan al mismo tiempo y con el mismo receptor GPS, si la posición geográfica capturada antes no está disponible (documentada), el investigador debería poner un jalón para este fin.

2.3.12 Si bien los diferentes modelos de receptores GPS portátiles hacen que instrucciones específicas no sean importantes en este manual, tienen algunas capacidades comunes. Algunos tienen características del terreno que pueden ser particularmente útiles en condiciones desfavorables o en lugares de accidentes con restos muy esparcidos. La mayoría permite ingresar lugares en una base de datos de receptores GPS como “puntos de recorrido” numerados. Muchos receptores GPS numeran automáticamente en secuencia estos puntos de recorrido, eliminando la necesidad de una entrada de datos que requiere tiempo. Sin embargo, algunos receptores permiten ingresar términos descriptivos breves. Esto debería hacerse únicamente cuando provea una información importante que no se pueda duplicar más tarde.

2.3.13 El número de puntos de recorrido disponibles varía, pero es probable que durante el examen del terreno se identifiquen más puntos que lo que puede contener un solo GPS. Por esta razón, los puntos deberían descargarse diariamente (o cuando estén llenos) en una computadora, en un archivo discreto. Los puntos de recorrido podrán entonces borrarse antes de la próxima visita al terreno permitiendo la plena disponibilidad de la asignación de puntos de recorrido.

Gráfico de distribución de los restos de la aeronave

2.3.14 Después de realizado el estudio inicial de la escena del accidente y tomadas las fotografías, el primer paso de la investigación generalmente es el de trazar un gráfico de la distribución de los restos de la aeronave. Dicho simplemente, esto se lleva a cabo midiendo las distancias y la marcación de los restos principales y también de las partes dispersas de los restos, incluidos el contenido de la aeronave, los sobrevivientes y víctimas y todas las huellas del impacto y en el terreno, y luego registrar esta información en un gráfico de una escala adecuada.

2.3.15 Si bien en muchos accidentes la preparación de un gráfico de distribución de los restos de la aeronave es una tarea que se considera que está dentro de la capacidad de un investigador, si no se ha trazado la carta de posición con el GPS, debería considerarse emplear los servicios de un topógrafo cualificado cuando las circunstancias del accidente sean tales que los restos de la aeronave están desperdigados en un área extensa.

2.3.16 La preparación de un gráfico de distribución de los restos requiere esfuerzo para asegurar que se ha completado y es preciso, dado que el estudio del gráfico completo puede indicar la posibilidad de fallas en los modelos o secuencias, y la importancia de conclusiones posteriores a menudo puede depender de referencias al gráfico original. No solo se usará como un documento de referencia durante toda la investigación, sino que también seguirá siendo un documento muy importante para incluirlo en el legajo del investigador como suplemento del informe escrito.

2.3.17 Al determinar el tipo y la cantidad de información que ha de incluirse en el gráfico de un accidente determinado, el investigador debe guiarse por las circunstancias que rodean ese accidente en particular, pero en la mayoría de los casos el gráfico debería registrar los lugares en que se encuentran los principales componentes, partes y accesorios y la carga, y el lugar en que encontraron las víctimas del accidente, o los sobrevivientes y, si están disponibles, sus respectivas identidades. El jalonamiento del contacto inicial y otras marcas en el terreno también deberían estar indicados en el gráfico con referencias adecuadas para identificar la parte de la aeronave o el componente que corresponde al jalonamiento. Cuando las características del terreno parecen tener relación con el accidente o con el tipo o magnitud del daño estructural, también deberían estar indicadas en el gráfico de distribución de los restos de la aeronave. Las dimensiones pertinentes, notas descriptivas y también los lugares de que se han tomado fotografías ayudan a completar el gráfico.

2.3.18 La preparación de un croquis de distribución de los restos de la aeronave puede realizarse de varias formas, pero los que siguen son ejemplos de métodos simples:

a) cuando los restos están concentrados en un área pequeña, las distancias y la marcación (magnética) pueden medirse desde un punto central de los restos. La carta de posición de los diversos elementos puede hacerse en un diagrama polar (véase el Apéndice 2 de este Capítulo 2);

b) cuando los restos están dispersos se puede trazar una línea de base, generalmente a lo largo del principal grupo de restos esparcidos, dependiendo del terreno, y las distancias medidas a lo largo de la línea de base desde un punto de referencia y después perpendicularmente desde la línea de base hasta los trozos de restos dispersos. A partir de esta información se prepara entonces un gráfico utilizando una escala apropiada. El uso de papel cuadriculado puede ser útil para preparar diagramas simples (véase el Apéndice 2 de este Capítulo 2).

2.3.19 Cuando hay muchos trozos de restos, la presentación del gráfico puede simplificarse usando una letra o una cifra para cada elemento y preparando un índice adecuado para incluirlo en el gráfico (véase el Apéndice 2 de este Capítulo 2).

2.4 EXAMEN DE LAS MARCAS Y RESTOS DEL IMPACTO

2.4.1 Deberían buscarse las marcas del primer impacto de la aeronave con el terreno. A partir de esto y la distribución de los restos de la aeronave, generalmente se puede determinar qué parte de la aeronave fue la que primero golpeó el terreno. La trayectoria de la aeronave puede deducirse examinando cuidadosamente las marcas o huellas en el terreno o sobre los árboles, arbustos, rocas, postes, líneas de energía eléctrica, edificios, etc. Los extremos de alas, las hélices o el tren de aterrizaje dejan señales evidentes o partes rotas en los puntos de contacto con los objetos fijos. Las huellas en el terreno juntamente con la altura de los árboles o arbustos rotos ayudarán a establecer el ángulo y la actitud en que la aeronave golpeó el terreno. El examen de las víctimas del accidente y el contenido de la aeronave también pueden ayudar a determinar el ángulo, la actitud y la velocidad cuando ocurrió el impacto. El estado general de distorsión y el desplazamiento lateral rodando de la estructura permitirán al investigador deducir si la aeronave cayó a baja o alta velocidad. Generalmente, con un impacto a baja velocidad solo ocurre un daño localizado, pero a alta velocidad las alas y la cola resultan deformadas en curva y reducidas. Han ocurrido casos en que la aeronave ha quedado completamente enterrada en un cráter profundo, quedando solo unos pocos fragmentos retorcidos y dispersos cerca del sitio del impacto. Surcos rectos y cortos a cada lado del cráter indicaban dónde habían golpeado el terreno los bordes de ataque de las alas mientras se dirigía casi verticalmente hacia abajo a muy alta velocidad. Cuando los motores no habían penetrado en el suelo, la velocidad de descenso vertical probablemente había

sido baja, pero la aeronave podría haber ido bastante rápido en un ángulo pequeño y, en tales circunstancias, los restos estarán desperdigados lejos, a lo largo de la línea de la marca del primer impacto. Si los restos de la aeronave están muy esparcidos a lo largo de la trayectoria de vuelo, esto puede indicar que ocurrió cierta desintegración estructural antes del impacto con el suelo. Generalmente es posible tener una imagen mental preliminar de:

a) la dirección, el ángulo y la velocidad de descenso;

b) si fue un descenso controlado o no controlado;

c) si los motores funcionaban en el momento del impacto; y

d) si la aeronave estaba estructuralmente intacta en el punto del primer impacto.

2.4.2 La amplitud del daño en los restos será un indicio preliminar de la prueba que puede obtenerse de los mismos mediante un examen detallado ulterior. Si se sospecha que hubo una desintegración estructural en el aire, es esencial planear la investigación de manera que se asegure que toda la información que ayude a descubrir la primera falla se extraiga de los restos antes de que se muevan. En tales circunstancias, los restos de la aeronave pueden estar dispersos a lo largo de varias millas de bosque, cultivos, pantano, o una zona construida y puede ser difícil localizarlo. Los participantes en la búsqueda deberían examinar el distrito y la búsqueda debería continuar hasta que se hayan encontrado todos los componentes importantes. Se debería solicitar la cooperación en la búsqueda de personal militar, la policía, las escuelas y los residentes locales, pero al mismo tiempo quienes realizan la búsqueda deberían estar informados de la necesidad de dar a conocer el lugar en que se encuentra cada una de las partes sin alteración de las mismas. Esto permitirá que el investigador examine y determine el lugar exacto de tales partes tal como cayeron al suelo. Los fragmentos livianos que se desprendieron, de poca densidad, tienden a desplazarse en la dirección del viento prevaleciente en el momento del accidente, mientras que los objetos densos resultarán menos afectados por los efectos del viento; el conocimiento de la dirección del viento puede ahorrar tiempo en la tarea de localizar las piezas de la aeronave. Ninguna parte de los restos debería resultar alterada o quitada del lugar hasta que:

a) se registre su posición;

b) se pinte sobre la misma un número de identificación en una parte no dañada, o en el caso de porciones pequeñas, se le ponga una etiqueta; y

c) se haya tomado nota de la manera en que la parte golpeó el suelo, cuál era la naturaleza del terreno y si la parte golpeó árboles o edificios, etc., antes de esto.

2.4.3 Tales notas y fotografías serán muy valiosas cuando se realice más tarde un examen detallado y pueden ayudar a separar el daño del impacto contra el suelo de otros daños. Debería efectuarse una búsqueda especial de toda parte de la aeronave que no se encuentre en el sitio del accidente y, si no pudiera localizarse, esto debe quedar registrado.

2.4.4 En el caso de accidentes relacionados con aterrizajes con el tren desplegado, deberían examinarse y registrarse cuidadosamente las marcas de los neumáticos. Se debería tomar nota de la anchura de la marca del neumático de cada rueda y la densidad del color de las mismas. Las marcas de los neumáticos pueden proporcionar pruebas de frenado o derrape o deslizamiento y, en particular, pueden dar un indicio en el caso de hidroplaneo. En este caso el neumático puede dejar una marca blancuzca muy particular sobre la pista. Estas marcas son el resultado del movimiento de raspado que se produce debido a las fuerzas bajo el neumático durante el hidroplaneo.

2.4.5 Nunca se debería pasar por alto que las víctimas de un accidente de aviación, si se examinan objetivamente del mismo modo que se observan los restos de la aeronave, pueden revelar información importante respecto a la velocidad y actitud de la aeronave en el momento del impacto, la secuencia de la ruptura, etc. Esto se trata en más detalle en la investigación respecto a factores humanos.

— — — — — — — —

Apéndice 1 del Capítulo 2

Lista de verificación de fotografías para el investigador del accidente

Esta es una lista de verificación para fotografías que puede usarse en el sitio de un accidente de aviación. La lista indica qué debería fotografiarse al comienzo de una investigación, antes de que se mueva algo en el lugar del suceso. A medida que avanza la investigación, se decidirá, según las pruebas encontradas, si es necesario tomar otras fotografías.

Inmediatamente después del accidente:

1. Extinción de incendio (vídeo)
2. Actividades de rescate (vídeo)
3. Radar y ATC (registros)
4. Condiciones meteorológicas (pronósticos y condiciones reales en el momento de la observación)

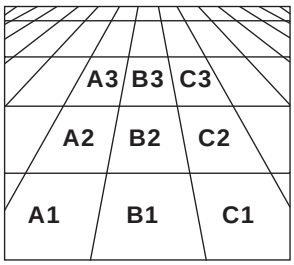
Una vez iniciada la investigación:

1. Lista aérea del sitio (vídeo)
2. Vista terrestre del sitio desde cada punto cardinal de la brújula
3. El sitio desde la dirección que llevaba la aeronave cuando se produjo el impacto
4. Huellas en el suelo
5. Daños a los árboles y al follaje
6. Marcas de resbalamiento
7. Inventario fotográfico de los principales elementos de los restos de la aeronave
8. Superficies y mecanismos de mandos de vuelo
9. Tren de aterrizaje y otros componentes hidráulicos
10. Posiciones de conmutadores del puesto de pilotaje
11. Daño y decoloración debido a fuego/calor
12. Restos humanos, lesiones, manchas de sangre/tejido sobre los restos de la aeronave
13. Elementos adicionales o adyacentes a elementos no encontrados
14. Primer plano de superficies fracturadas
15. Primer plano de componentes instalados incorrectamente
16. Primer plano de todo otro elemento que se sospeche que contribuyó al accidente
17. Daños a la propiedad privada
18. Pasos para quitar, abrir o separar componentes
19. Otras fotos que se consideren necesarias

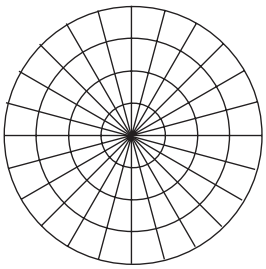
— — — — — — — —

Apéndice 2 del Capítulo 2

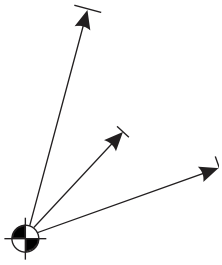
Métodos para el diagrama de la posición de los restos



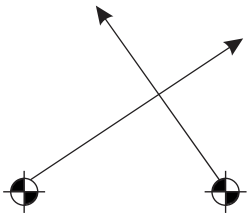
Cuadrícula



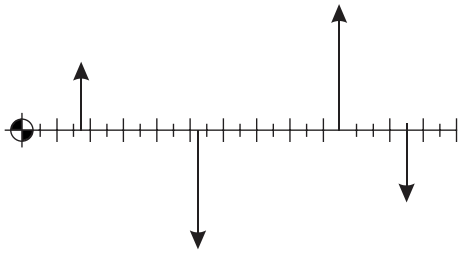
Polar



Punto único



Dos puntos



Línea de base

Elementos que han de incluirse en el diagrama además de la situación de partes importantes de la aeronave y características de la superficie y marcas de referencia:

a) norte magnético
b) escala
c) trayectoria de vuelo
d) punto de contacto inicial
e) localización de los principales componentes
f) línea central de restos esparcidos de la aeronave
g) localización de miembros de la tripulación y pasajeros
h) localización de modalidades de incendio
i) localización de testigos
j) viento prevaleciente y velocidad del mismo
k) dirección y elevación del sol
l) localización de ayudas para la navegación o aeropuertos
m) fecha/hora del accidente
n) punto de contacto para la persona que hace el diagrama
o) tipo y matrícula de la aeronave
p) norma del examen geodésico (es decir, WGS-84)

Capítulo 3

INVESTIGACIÓN DE LOS ASPECTOS DE ORGANIZACIÓN

3.1 GENERALIDADES

3.1.1 Desde hace mucho tiempo se ha reconocido que las fallas de los sistemas o los casos de seguridad operacional pueden reflejar problemas de organización. En los últimos años ha aumentado la conciencia de que las cuestiones de organización tales como sistemas de gestión y cultura de empresa deben tenerse en cuenta en la investigación de un accidente de aviación.

3.1.2 El objetivo de la investigación de los aspectos de organización es descubrir las características de la organización que, aunque lejos de las circunstancias inmediatas del accidente, aumentaron la posibilidad de que ocurriera el accidente. Estas condiciones preexistentes, o latentes, si no se corrigen podrían llegar a ser la causa de otros accidentes.

3.2 EL MODELO DE REASON Y LA INVESTIGACIÓN DE LOS ASPECTOS DE ORGANIZACIÓN

3.2.1 Para que ocurra un accidente deben concurrir varios factores que lo hagan posible; cada uno de ellos es importante, pero no suficiente por sí mismo para quebrantar el sistema de defensas. Las fallas de equipo importantes, o los errores operacionales del personal, raramente son la única causa de ruptura de las defensas en materia de seguridad operacional. A menudo, estas rupturas son consecuencia de fallas humanas en la toma de decisiones. Las rupturas pueden incluir fallas activas de carácter operacional o pueden incluir condiciones latentes que llevan a facilitar el quebrantamiento de las defensas inherentes del sistema en materia de seguridad operacional. La mayoría de los accidentes incluyen tanto fallas activas como latentes.

3.2.2 En la Figura III-3-1 se presenta un modelo de causalidad de accidentes que ayuda a comprender la interacción de factores de organización y de gestión (es decir, factores del sistema) en las causas de accidentes. En el sistema de aviación se crean varias “defensas” para protegerse de una performance inapropiada o de malas decisiones en todos los niveles del sistema: en la primera línea del lugar de trabajo, los niveles de supervisión y la administración superior. Este modelo demuestra que si bien los factores de organización, incluidas las decisiones de la administración, pueden crear condiciones latentes de fallas que podrían conducir a un accidente, también contribuyen en las defensas del sistema.

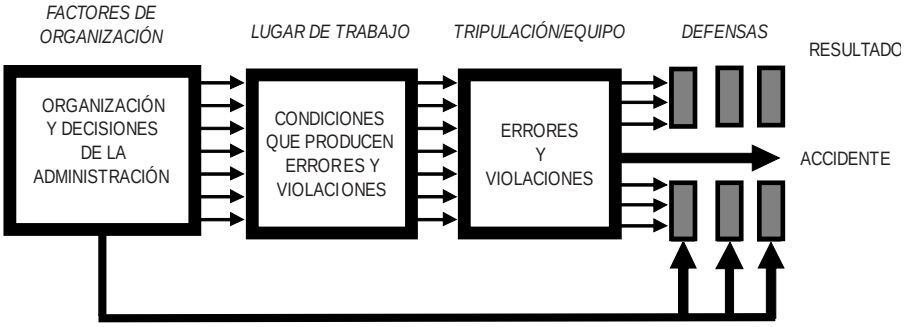


Figura III-3-1 Modelo de causalidad de accidentes
(adaptado del Prof. James Reason)

3.2.3 Los errores y violaciones que tienen un efecto negativo inmediato pueden considerarse como actos arriesgados; estos generalmente están relacionados con personal de primera línea (pilotos, controladores, mecánicos, etc.). Estos actos arriesgados pueden pasar las diversas defensas creadas por la administración de la empresa, las autoridades de reglamentación, etc., para proteger el sistema de aviación, y resultar en un accidente. Estos actos arriesgados pueden ser el resultado de errores normales, o bien pueden ser el resultado de violaciones deliberadas de los procedimientos y métodos prescritos. El modelo reconoce que en el lugar de trabajo hay muchas condiciones que producen errores o violaciones que pueden afectar el comportamiento de los individuos o el equipo.

3.2.4 Estos actos arriesgados se cometen en un contexto operacional que incluye condiciones de riesgo latentes. Una condición latente es el resultado de una medida o decisión adoptada antes de un accidente. Sus consecuencias pueden permanecer latentes por mucho tiempo. Tomadas individualmente, estas condiciones latentes pueden parecer inocuas, puesto que no se perciben como deficiencias del sistema.

3.2.5 Las condiciones de riesgo latente solo pueden llegar a ser evidentes una vez que se han roto las defensas del sistema. Esas condiciones pueden haber estado presentes en el sistema mucho antes de un accidente y generalmente han sido creadas por quienes toman decisiones, se encargan de la reglamentación y otras personas que actúan alejadas del accidente, en el tiempo y el espacio. El personal de operaciones de primera línea puede heredar defectos en el sistema, tales como los creados por un diseño inadecuado del equipo o de la tarea; objetivos opuestos (p. ej., servicio a tiempo en vez de seguridad operacional); organización defectuosa (p. ej., malas comunicaciones internas); o malas decisiones de la administración (p. ej., postergación de una cuestión de mantenimiento). Las actividades eficaces de la administración en materia de seguridad operacional están dirigidas a identificar y mitigar estas condiciones de riesgo latente en todo el sistema, en vez de hacerlo mediante actividades localizadas para reducir al mínimo los actos arriesgados de los individuos. Estos actos arriesgados solo pueden ser síntomas de problemas de seguridad operacional, no causas de los mismos.

3.2.6 La mayoría de las condiciones de riesgo latente comienzan con quienes toman decisiones, aun en las organizaciones mejor administradas. Estas personas también están sujetas a tendencias y limitaciones humanas normales, así como a limitaciones muy reales de tiempo, presupuesto, políticas, etc. Dado que algunas de estas decisiones arriesgadas no pueden impedirse, deben adoptarse medidas para detectarlas y reducir sus consecuencias negativas.

3.2.7 Las decisiones falibles de la administración pueden consistir en procedimientos inadecuados, actividades mal programadas o negligencia en cuanto a reconocer peligros. Esto puede conducir a pericias y conocimientos inadecuados o a procedimientos de operación incorrectos. La forma en que el personal de supervisión y la organización en conjunto desempeñan sus funciones crea el escenario para los errores, o las condiciones en que se producen violaciones. Por ejemplo, ¿son eficaces los supervisores con respecto a establecer objetivos de trabajo que pueden lograrse, organizando tareas y recursos, llevando a cabo la gestión de las actividades diarias, comunicando interna y externamente, etc.? Las decisiones falibles adoptadas por la administración de la empresa y las autoridades de reglamentación muy a menudo son la consecuencia de recursos inadecuados. Sin embargo, evitar los costos de reforzar la seguridad operacional del sistema puede facilitar accidentes que resultan tan caros como la bancarrota del explotador.

3.2.8 Para un examen general del modelo de Reason, véase la Circular 247, *Compendio sobre factores humanos núm. 10 — Factores humanos, gestión y organización*.

3.3 EL MODELO DE SEIS CONCEPTOS PARA LA INVESTIGACIÓN DE LOS ASPECTOS DE ORGANIZACIÓN

3.3.1 La investigación de los aspectos de organización consiste en descubrir el efecto de los actos y decisiones de la administración sobre las operaciones, el mantenimiento y las actividades de apoyo. Allí, encontramos las influencias presentes antes del accidente. Los factores directamente afectados por las decisiones administrativas y la interrelación entre ellos es crítica para descubrir los factores sistémicos que condujeron a la secuencia de eventos del accidente o, por lo menos, no intervinieron con las defensas adecuadas. En la Figura III-3-2 se ilustran estos factores.

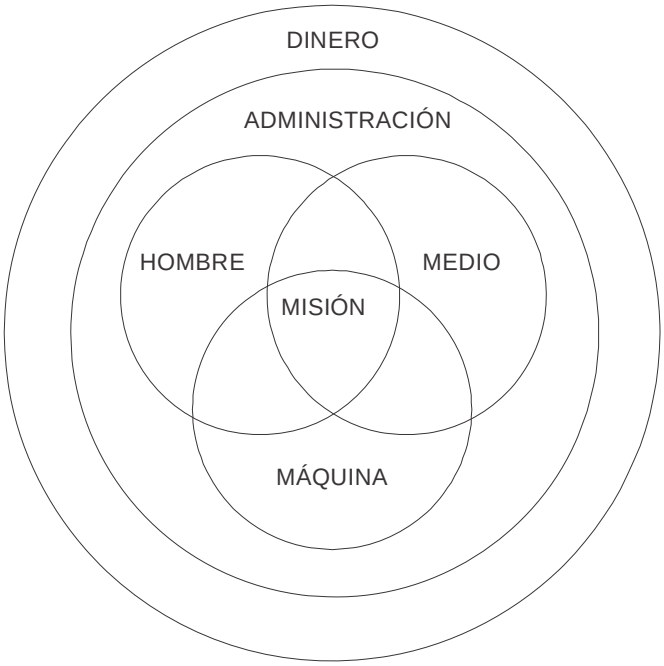


Figura III-3-2. El modelo de seis conceptos para la investigación de los aspectos de organización

Formulación de la misión

3.3.2 En el centro de las interrelaciones hay tres factores que, juntos, constituyen la base para la explotación (la misión) de la aeronave: el hombre, la máquina y el medio. La investigación en cada uno de estos factores es directa y se aborda en otras secciones de este manual. Sin embargo, la forma en que la organización influye en estos factores debería investigarse en forma separada.

a) *El hombre.* En definitiva, si el vuelo en que ocurrió el accidente no estaba dirigido por el propietario y explotador directamente, hubo algún proceso de organización para seleccionar y designar el método empleado por esta persona para llevar a cabo los actos necesarios. Aquí debería quedar entendido que toda discusión sobre “el hombre” no se limita al piloto o a los miembros de la tripulación. Puede aplicarse también al personal de mantenimiento, despacho, tránsito aéreo, diseño u otro tipo de personal involucrado en la explotación de la aeronave, incluida la vigilancia gubernamental.

   En el marco de este concepto, las políticas de la organización sobre empleo, horarios, preparación para las actividades individuales, supervisión de estas actividades y procedimientos de disciplina deberían examinarse. Por ejemplo, si bien un miembro de la tripulación puede ser directamente responsable de descansar lo suficiente antes del vuelo, la organización administrativa quizá no tenga una política eficaz para proteger ese período y, de hecho, puede interrumpir el período de descanso sin tener en cuenta la fatiga que puede resultar de dicha interrupción. En este caso, la influencia de los aspectos de organización puede identificarse como un factor que contribuye al efecto general.

b) *La máquina.* Si bien esto normalmente se refiere a la aeronave, incluye todo equipo empleado en apoyo de la aeronave durante las tareas de mantenimiento o preparación previa al vuelo. Además, debe considerarse también el equipo usado para responder en el entorno posterior al accidente. Una vez más, la investigación en cuanto a si el equipo es adecuado es directa. Sin embargo, la forma en que la organización adquirió el equipo, cómo se mantiene el equipo y cómo se adiestra a los individuos para su uso debería ser el foco en el que se concentra la investigación de la organización.

La selección del equipo es una decisión de la organización. Por ejemplo, si el equipo era una solución para salir del paso porque la organización no había adquirido el equipo de apoyo apropiado, entonces la influencia de los factores de organización estaba directamente involucrada.

c) *El medio.* Esto incluye las condiciones bajo las cuales tienen lugar las otras acciones. Esto puede incluir las condiciones meteorológicas en el momento que se realizaron las acciones y si las acciones tuvieron lugar durante el día o durante períodos de oscuridad. Si se trata de en vuelo, esto puede incluir si el vuelo era en condiciones meteorológicas de vuelo visual o de vuelo por instrumentos.

3.3.3 La relación entre los factores mencionados en el párrafo anterior es tan crítica como los componentes mismos. Estas relaciones a menudo llegan a ser barreras para el intercambio de información o la supervisión coordinada de la gestión.

a) *Relación hombre-máquina.* Esto tiene en cuenta toda acción de la organización que combina una parte de equipo con un individuo que de alguna manera es incompatible con ese equipo. En las aeronaves, el diseño del puesto de pilotaje no puede aceptar todos los tamaños de seres humanos. Los diseñadores usan ciertas normas para permitir que la mayoría de los individuos tengan acceso a todos los mandos o la capacidad de usar plenamente el equipo. Si un individuo es demasiado grande o demasiado pequeño, no tiene suficiente fuerza u otro factor limitativo, la organización debería considerar estas limitaciones cuando selecciona al individuo o el equipo.

b) *Relación hombre-medio.* La actividad que rodea la secuencia del accidente debería considerarse a la luz de la forma en que el individuo debía hacer frente al entorno. Por ejemplo, si la actividad de mantenimiento se realizó durante el día, puede haber requerido actividad bajo los efectos intensos del sol, polvo arrastrado por el viento o precipitación y si la organización no tomó medidas para reducir el riesgo de error en estas condiciones, entonces se debería considerar que la organización contribuyó a que ocurriera el suceso.

c) *Relación máquina-medio.* La compatibilidad del equipo para funcionar eficazmente en el medio es fundamental en la decisión de una organización respecto al uso del equipo. Por ejemplo, no habría sido prudente operar una aeronave en un aeródromo cuando la única pista disponible tenía una longitud utilizable inferior a la mínima certificada. Si la organización no consideró las limitaciones en las condiciones ambientales previstas, entonces su contribución en el suceso es importante.

3.3.4 Juntos, estos factores forman la misión: la aeronave estaba dedicada a ella en el momento del accidente. La organización es responsable de asignar hombres y máquinas y de llevar a cabo las actividades previstas en el medio existente. La aceptación de los riesgos que esto supone hace que las influencias de los factores de organización ayuden al análisis del accidente. La misión puede ser simplemente volar del punto A al punto B, pero la elección respecto a tiempo, ruta y condiciones para disminuir los riesgos previstos crea el escenario para los sucesos que en definitiva condujeron al accidente. Si la tarea asignada a la aeronave y a su tripulación está más allá de la experiencia de las personas que participaron, corresponde a la estructura de la organización proveer las defensas adecuadas para excluir riesgos innecesarios.

Administración

3.3.5 Quienes realizan la gestión de la organización administran los elementos que constituyen los factores básicos. Esto debería incluir todos los niveles de supervisión, desde los administradores superiores hasta los supervisores porque la administración en todos los niveles promulga la política y las normas de comportamiento que crean la cultura de la organización. Esta cultura puede ser tolerante con las desviaciones respecto de las reglas vigentes cuando se enfrenta una situación desfavorable o que aumenta los riesgos. De no ser así, la cultura puede estar abierta a la comunicación de estos factores únicamente para ser anulada por la indecisión o interferencia de los administradores de nivel medio. Cuando un investigador se encuentra con estos, se debe determinar si el riesgo asociado con la cuestión de la cultura está directa o indirectamente relacionado con la secuencia de sucesos que

condujeron al accidente. Si es así, esto se debe examinar para ver si hay una relación de causalidad. Si no es así, en el informe se deben considerar los procedimientos para comunicar las deficiencias descubiertas que encierran las posibilidades de accidente.

3.3.6 Las cuestiones de administración también deberían considerarse al exterior del principio de organización. En muchos casos, las organizaciones de la industria o el gobierno encargadas de la vigilancia de las actividades, que expiden, controlan y supervisan certificados de explotación tienen su propia influencia sobre la forma en que puede ocurrir una condición o accidente latente. Así como se puede comprender cuando un individuo enfrenta un dilema creado por la insistencia de la administración en llevar a cabo actividades más arriesgadas, toda la administración de la organización puede estar sujeta a la influencia de una organización de vigilancia entusiasta o no afectada en detrimento de las advertencias ordinarias que contienen las normas.

3.3.7 *Procedimientos.* Algunos aspectos que dependen de la gestión o la supervisión de las actividades de los empleados pueden incluir procedimientos, dado que la mayoría de las organizaciones que participan en actividades de aviación deben establecer procedimientos para asegurar a las autoridades que las operaciones en las actividades de mantenimiento se llevarán a cabo de un modo eficiente y seguro. Las investigaciones respecto de las operaciones y el mantenimiento deberían tener en cuenta estos procedimientos. Cuando el investigador examina la organización debe examinar las cuestiones sistémicas que puedan llevar a que los procedimientos creen un problema de seguridad operacional – un problema que quizá no haya sido superado por las acciones de los individuos.

a) Esto puede incluir cambios en los requisitos de las operaciones de vuelo por las operaciones entre los Estados. Si bien los procedimientos de la OACI están diseñados para simplificar estas transiciones, compete a cada Estado crear sus propios reglamentos operacionales. Las aeronaves que pasan de un Estado a otro pueden encontrar procedimientos opuestos con los que se debe cumplir, además de operar dentro de las normas del propio Estado.

b) Una organización también puede restringir sus operaciones con procedimientos que “aseguran” el cumplimiento de reglamentos y facilitan la gestión de personal, por ejemplo, la forma en que una organización dirige los períodos de descanso de la tripulación.

c) Además, debido a que muchas autoridades de reglamentación requieren que los procedimientos operacionales estén en el formato del explotador, cuanto más tiempo una organización explota parte del equipo en particular, tanto más tiempo la organización ha publicado sus propios procedimientos y ha agregado pasos que hacen que sea más fácil operar en su propio entorno. Pueden aplicarse procedimientos adicionales para combatir la corrosión si la aeronave opera continuamente en un entorno muy húmedo. Por el contrario, los procedimientos contra la corrosión pueden ser mínimos cuando la aeronave opera en un entorno de muy poca humedad. Con el tiempo, los procedimientos publicados por el fabricante pueden llegar a tener enmiendas importantes provenientes de los manuales y procedimientos de una organización. El investigador que examina la organización debe observar este cambio gradual en los procedimientos y la aplicación de procedimientos que han cambiado desde el origen (el fabricante) a la aplicación de los mismos (el explotador). La estandarización y armonización de estos documentos en una organización más grande es una carga administrativa importante que debe aplicarse rigurosamente, especialmente si no hay una biblioteca de referencia central. De otro modo, las diversas partes de la organización actúan ajustándose a diferentes versiones y revisiones de los procedimientos de operación.

d) La transferencia de información de la orientación detallada que figura en los manuales y guías a las listas de verificación de vuelo o tarjetas de trabajo de mantenimiento del explotador deberían examinarse con gran cuidado. Una organización que transfiere datos críticos puede suprimir o reordenar por inadvertencia una tarea en una lista de verificación o tarjeta de trabajo. Esta acción puede dejar al individuo sin una referencia adecuada para aplicar correctamente el procedimiento, especialmente cuando el ritmo de actividad ha aumentado como ocurre durante una emergencia en vuelo.

Financiación

3.3.8 El término “financiación” se refiere a si los recursos son adecuados. Cuando cuentan con recursos suficientes, las organizaciones raramente exponen sus aeronaves, personal o al público a riesgos innecesarios. A medida que los recursos devienen escasos, se emplean métodos para estirar los recursos que quedan a fin de mantener funcionando la organización. Si bien estos métodos quizá no presentan un aumento obvio de los riesgos, la aplicación de técnicas para ahorrar recursos durante períodos muy largos pueden crear una cultura de gestión que permite la presencia de un riesgo inaceptable sin tener en cuenta sus repercusiones o aceptando ese riesgo como “procedimientos de operación normales”.

3.3.9 Cuestiones (más allá de las obvias respecto a los recursos financieros) que deberían examinarse en este contexto.

a) *Disponibilidad de recursos humanos.* La disponibilidad de personal suficiente para desempeñar las funciones necesarias es un aspecto que debería investigarse cuando ocurre un desvío de las prácticas aceptadas. En algunos casos, se ha descubierto que si bien los miembros de la tripulación o los mecánicos eran cualificados, su número era insuficiente para mantener en perspectiva los reglamentos vigentes. Cuando los recursos humanos eran limitados, las concesiones en cuanto a cualificaciones, descanso de la tripulación u otros horarios eran el resultado común.

b) *Calidad de los recursos humanos.* De modo similar a lo anterior, algunas veces el nivel de experiencia del personal debería evaluarse teniendo en cuenta la secuencia del accidente. Si bien el trabajador y los supervisores pueden ser cada uno cualificado, su capacidad para continuar realizando un trabajo de calidad depende de si la proporción de trabajadores o supervisores y los niveles de experiencia de cada uno son adecuados. Por ejemplo, una organización demostró que tenía empleado un número específico de miembros del personal de mantenimiento. Sin embargo, el investigador de los aspectos de organización encontró que entre estos empleados el número de supervisores era extremadamente bajo, mientras que el número de empleados en entrenamiento era más elevado que lo ideal. Otra condición puede darse cuando hay suficientes supervisores, pero la mayoría de ellos están asignados a funciones diurnas, cuando la mayoría de las actividades de mantenimiento se realizan durante la noche con un mínimo de supervisión. El número de empleados no se traduce necesariamente en la calidad del trabajo realizado.

c) *Adquisición de repuestos y otros artículos.* En organizaciones sujetas a la presión de recursos inadecuados, pueden usarse métodos sustitutivos para obtener los repuestos necesarios. Si bien la calidad de los repuestos puede ser para el investigador otro problema, el investigador de los aspectos de organización trata de ver cuál es la mentalidad que arriesga la seguridad operacional usando métodos sustitutivos. Por ejemplo, se observó que una organización que necesitaba repuestos para volver a poner en servicio la aeronave había usado piezas de otra aeronave. Si bien esa práctica por sí misma no aumenta el riesgo, la aeronave de la cual se habían tomado las piezas se había transformado en una “tienda de repuestos” a fin de demorar la compra de los repuestos necesarios. En definitiva, los documentos en que constaban las piezas desmontadas y reinstaladas llegó a ser tan complicado que la documentación falló. Esto hizo que la aeronave que sufrió el accidente tuviera piezas que no estaban documentadas en los estados de mantenimiento y que condujeron a errores en la instalación.

3.4 PROBLEMAS POSIBLES EN UNA INVESTIGACIÓN DE LOS ASPECTOS DE ORGANIZACIÓN

3.4.1 A medida que los factores de que ocurriera el accidente se alejan más del tiempo y lugar inmediatos del accidente, aumenta la posibilidad de subjetividad en la investigación, al igual que las oportunidades de desacuerdo entre quienes tienen un interés en la investigación. Sin embargo, esto no es una justificación para evitar asuntos controvertidos sistémicos y de organización.

3.4.2 Debe tenerse presente además que varias organizaciones pueden estar implicadas en un accidente, cada una con su propio nivel de participación. Los factores de organización relativos a cada una de estas organizaciones deberían considerarse separadamente.

3.4.3 En la mayoría de las culturas, hay una fuerte tendencia a buscar a los individuos culpables después de un accidente y a la correspondiente resistencia a considerar el papel que pueden desempeñar instituciones tales como empresas u organizaciones de gobierno. El investigador de los aspectos de organización debe resistir tales presiones, y aun así considerar la forma en que una investigación eficaz de dichos aspectos puede realizarse de forma coherente con la cultura nacional.

3.5 METODOLOGÍA

3.5.1 Dado que cada investigación de los aspectos de organización es única, no es conveniente reglamentar en detalle la forma en que debería realizarse cada investigación. Más adelante, en la sección sobre el método se describe la forma en que el modelo de Reason puede aplicarse a la investigación de un accidente. Este modelo proporciona una lista de verificación útil para asegurar que los problemas se estudian y puede ayudar a redactar las conclusiones en una forma compatible con publicaciones tales como la Circular 247, *Factores humanos, gestión y organización* y la Circular 240, *Investigación de factores humanos en accidentes e incidentes*.

3.5.2 El modelo de Reason no es el único método o marco posible que puede usarse en una investigación sistemática. Otros métodos, tales como el de Árbol de supervisión de la gestión y los riesgos (MORT), el Sistema de análisis y clasificación de factores humanos (HFACS) y el de Gestión de amenazas y errores (TEM) pueden ser útiles y el investigador de los aspectos de organización no debería sentirse obligado a limitar la investigación a un modelo en particular. La importancia de usar un modelo o proceso sistemático es la de asegurar el examen completo de TODOS los aspectos de la investigación sin prejuzgar las causas o responsabilidades por las deficiencias que condujeron al suceso.

Aplicación del modelo de Reason a la investigación de accidentes e incidentes

3.5.3 El investigador de factores de organización a menudo se apoyará en otros grupos para identificar las fallas activas, los factores locales y las defensas ineficaces o inexistentes. A medida que se dispone de esta información, el investigador de factores de organización estará en condiciones de considerar los factores de organización y sistémicos subyacentes que permitieron que se desarrollara la situación.

3.5.4 En caso de una gran investigación, puede haber informes diarios que permitirán al investigador de factores de organización tener conocimiento de los adelantos de otros grupos. Sin embargo, puede ser pertinente que el investigador de aspectos de organización haga arreglos para que un miembro de cada grupo actúe como punto de contacto y proporcione información que pueda tener importancia para los aspectos de organización.

3.5.5 En las primeras etapas de la investigación, para el investigador de factores de organización podría ser necesario asistir a las entrevistas clave realizadas por otros grupos, tales como ATC de Operaciones, o examinarlas. Esto asegurará que durante la entrevista no se desatiendan las cuestiones que puedan ser de organización. A medida que progresa la investigación puede ser necesario realizar entrevistas específicamente dirigidas a cuestiones de organización.

3.5.6 Además de contar con información proveniente de fuentes tales como entrevistas y documentos, el investigador de factores de organización podría decidir recoger información por medios adicionales tales como entrevistas estructuradas o cuestionarios.

3.5.7 El investigador de factores de organización debería elaborar una lista de las organizaciones que desempeñaron un papel en la creación de posibles factores locales o sistémicos. Por ejemplo, si el lugar del accidente está alejado de la sede de la organización, quizá haya intervenido un nivel de supervisión intermedio. Del mismo modo, cuando se usa la contratación externa, por ejemplo, para el mantenimiento de la aeronave, pueden existir varias relaciones contractuales que suponen múltiples organizaciones. En este caso, la relación con cada organización debería ser bien entendida para identificar las interrupciones en la supervisión de la gestión y las comunicaciones. Finalmente, cuando el investigador llega a comprender la estructura de la organización, se debe considerar la relación del gobierno con las organizaciones encargadas de la vigilancia continua de las operaciones y/o la expedición de certificados de mantenimiento.

3.5.8 Las debilidades de organización en potencia pueden resultar evidentes durante la investigación. Sin embargo, estos puntos débiles de organización quizá no hayan tenido ninguna función en el desarrollo del accidente. Si anteriormente no surgen pruebas que relacionan estos puntos débiles con las fallas reales, los factores locales y las defensas del escenario del accidente, el investigador de factores de organización no debería incluir estas debilidades entre los factores del accidente. Sin embargo, estos datos deberían incluirse en el informe del accidente y, si corresponde, deberían ser el objeto de una recomendación de seguridad operacional. Puede ser pertinente incluir estas conclusiones bajo la categoría de “información adicional” en el informe del accidente.

Posibles cuestiones locales y sistémicas

3.5.9 En la sección que sigue, los posibles aspectos que interesan están relacionados con cuestiones que podrían guiar a un investigador de factores de organización.

Objetivos institucionales

3.5.10 La mayoría de las organizaciones persiguen metas que algunas veces están en conflicto, tales como la puntualidad y el ahorro de combustible. La manera en que la organización reconoce el conflicto y equilibra las metas entre sí puede ser importante en el suceso.

¿Tiene la organización una declaración oficial de objetivos?

¿Cuáles son las expectativas de performance de los propietarios, accionistas o el gobierno?

¿Tiene la organización una política de calidad?

¿Tiene la organización una política de seguridad operacional?

Estructura orgánica

3.5.11 Esta materia incluye factores relacionados con la estructura y los sistemas de la organización.

¿Provienen los problemas de la estructura de la organización?

¿Están claramente definidas las responsabilidades de la administración?

¿Qué acciones de los administradores y otro personal son recompensadas?

¿Qué acciones de los administradores y de otro personal son castigadas?

Comunicaciones

3.5.12 ¿Hubiera sido menos probable el accidente si las comunicaciones internas fueran mejores?

¿Comunican con la sede los lugares de trabajo en el terreno?

¿Conoce la administración superior las realidades operacionales?

Planificación

3.5.13 ¿Funciona la organización en un ambiente de corto plazo?

¿Tiene la organización dificultades para prever los acontecimientos?

Control y seguimiento

3.5.14 ¿Hay sistemas adecuados para informar a la administración de los indicadores clave de rendimiento?

¿Tiene la organización una política/programa de identificación de peligros y gestión de riesgos?

Diseño de sistemas y componentes

3.5.15 Los factores de diseño se incluyen como factores sistémicos porque el diseño de sistemas y componentes es normalmente una actividad alejada del funcionamiento cotidiano de los sistemas. Algunos sistemas pueden no haber sido “diseñados” como tales, pero pueden haber sido creados con el tiempo. Los sistemas que son tan complejos que los operadores no los comprenden (sistemas opacos) pueden ser particularmente problemáticos.

¿Recibieron información los diseñadores sobre si el diseño es adecuado?

¿Hubo oportunidades para modificar el diseño?

¿Comprenden los operadores el sistema que usan?

Si se usan sistemas técnicos complejos, ¿hay una sola persona que tiene un conocimiento general del funcionamiento del sistema?

Memoria institucional

3.5.16 ¿Hubo recientemente fusiones o absorción entre empresas?

¿Mantiene bien la organización la memoria institucional?

¿Cuáles son los acontecimientos que se recuerdan en el “folklor” de la organización y que aún influyen en el funcionamiento de la organización?

Procedimientos

3.5.17 ¿Existe un conflicto entre normas oficiosas y procedimientos oficiales?

¿Dejaría de funcionar la organización si los procedimientos fueran estrictamente respetados?

¿Hay órdenes/instrucciones locales que puedan estar en conflicto con las órdenes/instrucciones de la organización?

Recursos

3.5.18 ¿Tiene la organización recursos para contratar y adiestrar personal, mantener el equipo y funcionar responsablemente?

¿Ha sido objeto la organización o ha emprendido recientemente una reorganización importante que ha resultado en la redistribución de recursos a diferentes partes de la organización?

Reglamentación

3.5.19 ¿Con qué frecuencia visitan la organización los funcionarios de organismos de reglamentación?

¿Son ellos capaces de administrar los reglamentos?

¿Disponen ellos de diversas medidas (tales como sanciones) para alentar el cumplimiento?

¿Requiere y supervisa el organismo de reglamentación el Sistema de gestión de la seguridad operacional de la organización?

Adaptación a la nueva tecnología

3.5.20 ¿Ha reaccionado adecuadamente la organización ante nuevas tecnologías?

Cultura institucional

3.5.21 ¿Tolera la organización que se tomen riesgos?

¿Es la seguridad operacional un objetivo importante de la organización?

¿Tiene la organización antecedentes de corregir problemas?

¿Tiene la organización antecedentes de ignorar u ocultar problemas?

Gestión de la seguridad operacional

3.5.22 ¿Tiene la organización un programa de gestión de la seguridad operacional?

¿Tiene la organización un programa de aseguramiento de la calidad?

¿Hay un departamento de seguridad operacional? Si es así, ¿ante quién rinde cuentas?

¿Ha sido recientemente la organización objeto de una auditoría externa?

¿Se ha efectuado un análisis formal de peligros de la operación?

3.6 CONSIDERACIONES FINALES

3.6.1 Para ser eficaces, las investigaciones deben considerar la función de los factores relacionados con la organización, pero aun así la investigación de tales factores probablemente se base mucho en juicios subjetivos.

3.6.2 Una de las consideraciones subjetivas más importantes en una investigación es saber cuándo detenerse. Los factores del accidente pueden encontrarse muy apartados, en tiempo y distancia, del accidente propiamente dicho y puede ser difícil saber cuán amplia debería ser la investigación de los aspectos de organización. Esa decisión estará sujeta a la influencia del marco jurídico en el que ejerce sus funciones la autoridad que investiga. Una regla útil es que cuando el investigador de factores de organización comienza a llegar a circunstancias que están más allá del control de los administradores, la investigación ha excedido los límites razonables.

———————————

Capítulo 4

INVESTIGACIÓN DE OPERACIONES

4.1 GENERALIDADES

4.1.1 La investigación de operaciones se ocupa de investigar e informar sobre los hechos relacionados con el historial del vuelo y con las actividades de la tripulación de vuelo, antes, durante y después del vuelo en que ocurrió el accidente.

4.1.2 Si bien el tema no se trata en este capítulo, además de la tripulación de vuelo, la investigación debería extenderse a los miembros del personal que participan directamente en las operaciones de la aeronave. Estas personas, tales como el encargado de operaciones de vuelo o despachador de vuelo, deberían ser objeto de examen cuando su papel afecte la planificación y ejecución de las operaciones de vuelo. Por lo consiguiente, si bien lo que sigue se concentra en la tripulación de vuelo, las mismas actividades de investigación deberían llevarse a cabo cuando dicho personal esté implicado.

4.1.3 Las principales áreas de la investigación de operaciones son las siguientes:

Historial de la tripulación

Cualificaciones/competencia de la tripulación

Período de vuelo, o de servicio y de descanso de la tripulación

Gestión de tareas, gestión de recursos de tripulación (CRM)

Equipo personal

Planificación del vuelo

Masa y centraje

Mapas, cartas y bases de datos de navegación

Guía de operación

Entrevistas a testigos

Determinación de la trayectoria de vuelo final

Secuencia del vuelo

4.1.4 Existe una relación estrecha entre la labor en la investigación de operaciones y la de las otras áreas de investigación — por ejemplo, la trayectoria de vuelo de una aeronave reconstruida a partir de la información del control de tránsito aéreo y las declaraciones de testigos debería compararse con la trayectoria de vuelo obtenida de los registros de vuelo. Esa corroboración, cuando es posible, constituye uno de los principios de una investigación

correctamente ejecutada, es decir, verificación de la validez de la información de una fuente confrontándola con la información sobre el mismo asunto obtenida de una fuente diferente. Los ensayos en vuelo relacionados con algunas de las principales áreas mencionadas antes, por ejemplo, trayectoria de vuelo, performance, características de los servicios de escala, a menudo tienen un valor considerable para aclarar algunos detalles, no sólo con relación a los asuntos que preocupan directamente al Grupo de Operaciones sino también asuntos relacionados con carga de la estructura, operación de sistemas, motores, etc.

4.1.5 Algunos temas están directamente relacionados con la investigación de operaciones, pero se abordan por separado en este manual. Por ejemplo, condiciones meteorológicas, servicios de tránsito aéreo, comunicaciones, navegación e instalaciones de aeródromo se tratan en el Capítulo 5. Del mismo modo, la performance de la aeronave se trata en el Capítulo 6.

4.2 HISTORIAL DE LA TRIPULACIÓN

4.2.1 Un estudio de los hechos atinentes a la tripulación constituye una parte importante de las investigaciones, tanto respecto de las operaciones como de los factores humanos. Debido a que estos dos aspectos están estrechamente relacionados, se requiere un grado elevado de coordinación al recoger y evaluar los hechos pertinentes a fin de hacer el mejor uso posible de la información recogida.

Datos personales

4.2.2 Con respecto a cada miembro de la tripulación en servicio debería obtenerse la siguiente información:

a) nombre, edad, sexo;

b) servicio desempeñado a bordo (piloto al mando, copiloto, navegante, mecánico de a bordo, jefe de carga, sobrecargo, miembro de la tripulación de cabina, etc.);

c) relación general de la carrera de aviación (instrucción inicial y subsiguiente, capacitación especializada, estudios cursados, empleadores y secuencia de funciones desempeñadas, condiciones bajo las cuales se obtuvieron diversas licencias y habilitaciones, validez de las licencias actuales, accidentes o incidentes anteriores y causas de los mismos);

d) historia clínica (incluidas las enfermedades recientes o la interrupción de la actividad de vuelo, último examen médico, investigación del factor fatiga, tales como tiempo de trabajo y de descanso dentro de los 28 días anteriores al accidente; investigue las actividades desarrolladas dentro de los últimos 7 días y las últimas 72 horas antes del accidente); y

e) experiencia general y experiencia respecto al tipo de aeronave relacionada con el accidente [examen de los libros de vuelo, total de horas de vuelo (diurno y nocturno, instrumentos si es pertinente — total, dentro de los últimos 90 días, últimos 28 días y últimas 24 horas antes del accidente), tipo de instrucción en tierra (simulador de vuelo, etc.) e instrucción de vuelo, últimas verificaciones de habilidad profesional y verificaciones en tierra y en vuelo, incluido el conocimiento de procedimientos de emergencia, ejercicio de evacuación de emergencia, evaluación de supervisores, controladores o explotadores]; y

f) experiencia en la ruta o en el aeródromo en que ocurrió el accidente (conocimiento de la ruta, condiciones IMC o VMC encontradas antes, número de aterrizajes o despegues, conocimiento de procedimientos).

4.2.3 A fin de recoger esta información, el investigador debe obtener declaraciones de otros miembros de la tripulación que han volado con la persona en cuestión y usar los registros de comunicaciones intercambiadas durante vuelos anteriores, así como una lectura de los datos de vuelo registrados a bordo o durante etapas de vuelo precedentes. La medida en que la información mencionada antes es necesaria dependerá de la naturaleza particular del accidente que se investiga. Las entrevistas con parientes más próximos también pueden permitir al investigador obtener información valiosa sobre el historial de la tripulación.

Actividades antes, durante y después del accidente

4.2.4 La evaluación de las actividades de los miembros de la tripulación no interesa solamente a quienes se ocupan de la investigación de las operaciones; en muchos casos, tal evaluación también es pertinente para las investigaciones de factores humanos, evacuación, búsqueda y salvamento y prevención de incendios.

a) *Actividad antes del accidente.* El investigador debería examinar específicamente:

1) las actividades dentro de los últimos 7 días y las últimas 72 horas antes del accidente, con particular referencia a factores sicológicos que pueden haber tenido importancia respecto al desempeño de los miembros de la tripulación, su condición física con relación al ciclo de trabajo y de descanso e irregularidad en las comidas, particularmente si ha habido un cambio de longitud considerable en un vuelo reciente;

2) circunstancias y distancias relacionadas con el viaje al aeropuerto antes de comenzar las funciones de la tripulación y cada actividad de la tripulación en preparación para el vuelo (computo de masa y centraje, carga de combustible, plan de vuelo, previsiones meteorológicas, verificaciones previas al vuelo, etc.);

3) el horario de actividades y guardia durante el vuelo. Esta información generalmente se obtiene de declaraciones de miembros de la tripulación sobrevivientes y/o grabaciones o declaraciones respecto a las comunicaciones aire/tierra.

b) *Actividad durante el accidente.* A la luz de la información obtenida según a), el investigador debería tratar de reconstruir el papel y el comportamiento de cada uno de los miembros de la tripulación durante la secuencia de las fases del accidente propiamente dicho. También es importante examinar, juntamente con el Grupo de Factores humanos la contribución de factores tales como la disposición del puesto de pilotaje, los tipos de palancas de mando, conmutadores, etc. Es necesario tener presente consideraciones similares para examinar los aspectos de lesiones y/o posibilidades de sobrevivencia del accidente.

c) *Actividad después del accidente.* Obviamente, el papel del investigador y de la información útil para llevar a cabo la investigación no se limita a la relación del vuelo y del accidente. También deben considerarse los puntos siguientes:

1) actividades de la tripulación inmediatamente después del accidente (condición física inmediatamente después del impacto, condiciones bajo las cuales la tripulación evacuó la aeronave, participación de los miembros de la tripulación en la evacuación de los pasajeros y organización del rescate, etc.);

2) actividades subsiguientes (exámenes médicos y verificaciones llevadas a cabo o previstas, pruebas de competencia en tierra y en vuelo, testimonios varios).

4.3 CUALIFICACIONES/COMPETENCIA DE LA TRIPULACIÓN

4.3.1 Los investigadores deberían determinar el nivel de cualificaciones de cada miembro de la tripulación para determinar si el vuelo se llevó a cabo de conformidad con la experiencia e instrucción de la tripulación. Del mismo modo, muchas áreas de actividad de la tripulación requieren que los eventos se realicen periódicamente y con una frecuencia específica. Las cualificaciones iniciales por sí solas no indican un nivel de competencia necesario para adaptarse a las condiciones de vuelo enfrentadas. Los reglamentos aplicables para que el Estado otorgue certificados deben ser examinados y comparados con los registros de instrucción de la tripulación, las evaluaciones y las entradas en el libro de vuelo, según corresponda. Los investigadores deberían guiarse por los reglamentos, pero no estar obligados a aceptarlos como adecuados. Por ejemplo, llevar pasajeros para vuelos nocturnos generalmente requiere un número específico de despegues y aterrizajes nocturnos dentro de un período específico. Un piloto que realiza la cantidad requerida de despegues y aterrizajes inmediatamente antes de un vuelo nocturno de pasajeros puede tener las cualificaciones necesarias, pero quizá se objete la competencia. Cuando esta discrepancia se convierte en el centro de una investigación, el investigador quizá tenga que dirigirse a la autoridad de reglamentación para examinar la creación del reglamento.

4.3.2 Varios transportistas importantes operan en aeropuertos que requieren cualificaciones y competencia específicas de la tripulación para las condiciones enfrentadas. La instrucción y la frecuencia de operaciones generalmente constan en los registros de instrucción de los explotadores.

4.4 PERÍODO DE VUELO, DE SERVICIO Y DE DESCANSO DE LA TRIPULACIÓN

4.4.1 Hay reglamentos de Estado sobre la duración del período de vuelo y de servicio de una tripulación y la cantidad de descanso prevista antes de comenzar las actividades de vuelo. Juntamente con la investigación del Grupo de Factores humanos, debería evaluarse si los períodos de descanso de la tripulación son adecuados. En los casos de períodos de vuelo y de trabajo largos o de operaciones prolongadas, la gestión del período de servicio de la tripulación puede llegar a ser un factor. Los explotadores registran el tiempo de vuelo, servicio y descanso de la tripulación. La información sobre las actividades y el descanso de la tripulación también puede obtenerse examinando los registros de hotel y entrevistando a parientes más próximos. El investigador debe, sin embargo, respetar el carácter privado de dicha información.

4.4.2 Cuando se evalúan los períodos de descanso de la tripulación, el tiempo fuera del trabajo no es, en sí mismo, una medida adecuada. Los investigadores deberían examinar la cantidad disponible de ese tiempo para dormir, las facilidades acordadas a los miembros de la tripulación para descansar y si las interrupciones en el ciclo de descanso desempeñaron un papel en la fatiga general de la tripulación.

4.5 GESTIÓN DE TAREAS, GESTIÓN DE RECURSOS DE TRIPULACIÓN (CRM)

4.5.1 Con frecuencia, no es suficiente evaluar las acciones de la tripulación durante una situación de emergencia con respecto a la única medida de emergencia realizada o requerida. Los investigadores deben observar en su totalidad la situación que requiere atención de la tripulación. Si las acciones necesarias se realizan sin distracciones u otras condiciones presentes, el procedimiento requerido generalmente es sencillo. Cuando la acción necesaria debe llevarse a cabo entre muchas condiciones de importancia similar, la eficiencia de las decisiones de la tripulación se complica. Cuando se trata de acciones que son necesarias durante operaciones de emergencia, el grado en que la tripulación acuerda la prioridad correcta a las condiciones y las acciones necesarias es un factor en la forma en que se realizan los procedimientos. En el caso extremo, puede darse una “saturación de tareas” en la que algunas acciones no se llevan a cabo o no se reconocen. Cuando se llevaron a cabo procedimientos inapropiados de la tripulación, estos pueden ser el resultado de una transición reciente o de transferencia de aprendizaje en aeronaves diferentes con diferentes procedimientos de respuesta para emergencias.

4.5.2 La mayoría de las tripulaciones comerciales conocen bien los conceptos de Gestión de recursos de tripulación (CRM), que están diseñados para comunicar eficazmente las condiciones y las acciones requeridas entre los miembros de la tripulación. Se ha demostrado que la CRM efectiva reduce el potencial de error en el orden de prioridad de las tareas e inclusive estimula procesos correctos de toma de decisiones. Si bien se han practicado y evaluado durante la instrucción, las comunicaciones de la tripulación deberían investigarse para determinar si se ha aplicado eficientemente la CRM o si la condición se deterioró por alguna razón permitiendo que se inhibieran las comunicaciones necesarias.

Interfaces ser humano-máquina

4.5.3 Los principios de diseño eficaz son importantes cuando se diseñan los puestos de la tripulación de la aeronave. Los mandos se diseñan para que sean accesibles cuando es necesario y los instrumentos y luces de advertencia se colocan de modo que sean efectivamente visibles. La altura, peso, alcance y amplitud de movimiento deben considerarse cuando se diseña el emplazamiento de mandos y presentaciones. Sin embargo, es casi imposible que una aeronave esté diseñada para TODOS los posibles miembros de la tripulación. En general, las aeronaves más viejas se diseñaron para adaptarse a seres humanos más pequeños que lo que ocurre con las aeronaves modernas. Actualmente, la mayoría de las aeronaves están diseñadas para controlar la posibilidad de acceso para seres humanos de 1,57 m a 1,93 m de altura. Los investigadores deberían evaluar la antropometría de los miembros de la tripulación a la luz del acceso a los mandos necesario durante la situación frente a la que se encontraron. La experiencia ha demostrado que los individuos que son más grandes (o más pequeños) que la antropometría de diseño pueden tener dificultades para llevar a cabo acciones previstas. Por ejemplo, no es común que una persona de pequeña estatura necesite almohadillas en el asiento o tacos sobre los pedales de dirección para mover efectivamente los mandos; por el contrario, estas extensiones pueden restringir el control pleno de los movimientos.

4.6 EQUIPO PERSONAL

4.6.1 Todo el equipo proporcionado o tomado por la tripulación para usarlo en el desempeño de sus funciones necesita evaluación respecto a si será eficaz y apropiado. Si el equipo estaba es algo que debe considerarse, pero es más importante saber si el equipo se usó cuando era necesario y si funcionó como estaba previsto. Artículos tales como capuchas de protección contra el humo, anteojos protectores o máscaras de oxígeno están destinados para ser usados en condiciones específicas. Si se usó, ¿funcionó el equipo como estaba previsto o hubo factores que impidieron que proporcionara la protección necesaria? La edad, condición, uso y conveniencia deberían evaluarse basándose en atributos personales del individuo. Por ejemplo, las máscaras de oxígeno requieren un buen sello para proporcionar oxígeno no contaminado al miembro de la tripulación cuando hay humo o gases. La presencia de vello facial puede hacer difícil usar este sello. Del mismo modo, los arneses o cinturones de seguridad que están desgastados por un uso prolongado pueden no sujetar al ocupante durante la deceleración como estaba previsto.

Acceso a mandos

4.6.2 De modo similar a lo dicho de la interfaz ser humano-máquina, la habilidad de un miembro de la tripulación para tener acceso a los mandos necesarios puede llegar a ser un factor. Si un mando determinado se coloca en el puesto de pilotaje para que lo use únicamente un miembro de la tripulación en particular, el otro piloto quizá no pueda usarlo de ningún modo durante la situación enfrentada. El ejemplo más común es que la palanca de orientación del tren delantero normalmente está instalada para que la use solamente el ocupante del asiento izquierdo.

Visibilidad dentro/fuera del puesto del miembro de la tripulación

4.6.3 A menos que el piloto esté rodeado de un sistema de cúpula transparente de la cabina, la estructura puede inhibir la visibilidad y la capacidad del miembro de la tripulación para ver el tráfico que se acerca en dirección

contraria. Aun con una cúpula totalmente transparente, el área debajo del fuselaje generalmente no está visible, a menos que la tripulación haga maniobras a fin de lograr ver los objetos que están debajo. Los investigadores deberían evaluar la habilidad de los miembros de la tripulación para ver objetos si la presencia de los mismos es parte del escenario del accidente. La estructura y los objetos que están en el campo visual también harán que sea más difícil poder ver los objetos que se acercan en dirección contraria. En algunas áreas del parabrisas, solamente un ojo puede detectar objetos fuera de la aeronave. Las presentaciones en pantalla y la instrumentación situadas en el campo visual normal limitarán necesariamente la visibilidad. Véase la Figura III-4-1.

4.6.4 Del mismo modo, la capacidad de un miembro de la tripulación para ver instrumentos, luces de advertencia o la posición de conmutadores en todo el puesto de pilotaje quizá necesite ser evaluada. Por ejemplo, un piloto instructor que necesita lentes correctivos para usarlos en el puesto de pilotaje puede encontrar dificultades en los instrumentos de vuelo en una aeronave de instrucción pequeña si los instrumentos en los que debe concentrarse están principalmente frente al piloto estudiante. Ha habido casos en que el asiento del piloto que no está a los mandos de vuelo ha inhibido la capacidad de la tripulación para ver que se ha iluminado un anunciador. El deslumbramiento producido por el sol también puede impedir que los miembros de la tripulación vean los objetos situados fuera de la aeronave así como instrumentos, luces y conmutadores en el puesto de pilotaje.

4.7 PLANIFICACIÓN DEL VUELO

4.7.1 Para muchas operaciones, un plan de vuelo se prepara y completa con los organismos de control de tránsito aéreo. Esto proporcionará al investigador ciertos datos específicos que requieren un examen detallado. Además, en el caso de operaciones comerciales, la tripulación de vuelo generalmente establece, con la asistencia de los encargados de operaciones de vuelo, un plan de vuelo con detalles técnicos o un cuaderno de navegación que puede ser de uso ventajoso para el investigador. Generalmente, el explotador conserva una copia de este documento.

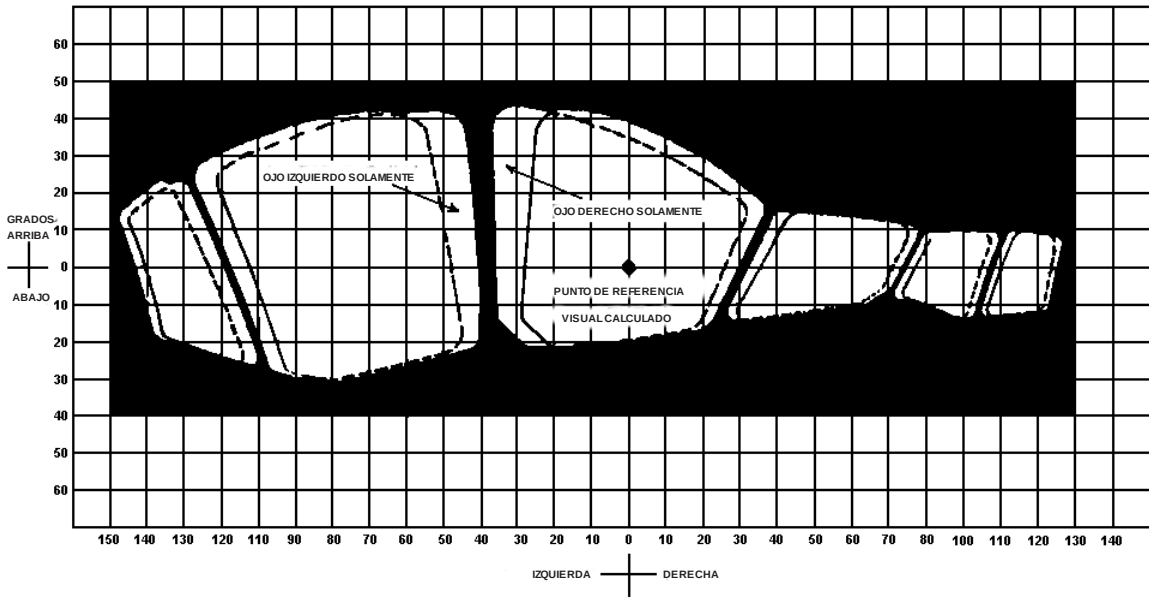


Figura III-4-1. Punto de referencia visual calculado del comandante y áreas de visión ambinocular. Las áreas sombreadas representan estructura y no son visibles para ninguno de los ojos a menos que el comandante se aparte de la posición normal del punto de referencia visual calculado.

En el caso de accidentes en que intervienen factores de navegación o cuestiones de consumo de combustible, será necesario verificar los planes de vuelo técnicos y los cuadernos de navegación y así asegurarse de que los gráficos o datos tabulados (o programas de computadora) a partir de los cuales se obtuvieron eran pertinentes para las circunstancias particulares del vuelo previsto, tales como condiciones meteorológicas, tipo y modelo de aeronave, altitud de crucero, etc.

4.7.2 Si bien raramente surge la cuestión con relación a los vuelos comerciales que explotan un servicio planificado, a menudo será útil, especialmente en el caso de vuelos de aeronaves ligeras explotadas a petición y los vuelos de instrucción, para tratar de evaluar cuáles eran las intenciones de la tripulación respecto al vuelo y a las diversas maniobras planificadas.

4.7.3 A pesar de la mejor planificación, los cambios de ruta, las condiciones meteorológicas, el tráfico no previsto, etc., pueden alterar el perfil de vuelo. Una vez que el vuelo se desvía de lo planeado, las consideraciones de planificación de vuelo cambian.

4.7.4 Volar al encuentro de condiciones que están más allá de las cualificaciones y las competencias del piloto probablemente resultará en un desastre. Si bien se espera que la planificación de la organización y la instrucción de la tripulación eviten esas posibilidades, surgen ocasiones en que el resultado indica que se trata de un vuelo más allá de los límites establecidos. Uno de los ejemplos más comunes en los accidentes de aeronaves ligeras es el vuelo continuo en condiciones de instrumentos por un piloto que no tiene habilitación de vuelo por instrumentos o en una aeronave no equipada para vuelo por instrumentos. Si bien la decisión de continuar es el factor principal, el investigador debería tratar de encontrar el razonamiento que hizo que fuera una opción aceptable para la tripulación o el personal de apoyo.

4.8 MASA Y CENTRAJE

4.8.1 Puede ser que se haya preparado una hoja de masa y centraje basada en el vuelo planificado y las condiciones meteorológicas. Generalmente, los vuelos comerciales usan un formulario estándar para estos cálculos, pero esto es raro con respecto a las aeronaves pequeñas. El investigador debe tener en cuenta lo que sigue y producir y verificar este formulario o reconstruirlo. Cuando no se dispone de un formulario, el investigador tendrá que usar la documentación proporcionada por el fabricante:

a) la masa más reciente de la aeronave;

b) el combustible y aceite transportados (verificar reabastecimiento de combustible, testimonio del operador de la bomba de combustible, pedidos de combustible, vuelos anteriores — tomar muestras para análisis juntamente con la investigación sobre el sistema motopropulsor);

c) tripulación y pasajeros transportados (verificar manifiesto, billetes expedidos, documentos de aduana o inmigración, declaraciones de testigos del embarque, personas embarcadas o desembarcadas en escalas anteriores, evaluación de pesos convencionales o comprobación de pesos reales);

d) carga y embarque de la carga (verificar manifiestos, documentación de aduanas, correo y del transitario de un agrupador de carga, equipaje recibido de otros vuelos, peso de los bultos recobrados, declaraciones de personas que presenciaron o realizaron las operaciones de carga en el último aeropuerto de aterrizaje y en aeropuertos anteriores, distribución entre los diversos compartimentos de equipaje, etc.).

4.8.2 La masa y centraje en el momento del accidente se deducirá de la información básica anterior según las circunstancias del vuelo y de la distribución y peso de la carga que se determine según el examen de los restos, junto con el lugar que ocupaban y el peso de los pasajeros y la tripulación determinados a partir del examen de los restos (incluido el examen patológico cuando sea necesario).

4.8.3 El reglaje en el puesto de pilotaje y la posición del estabilizador móvil, o las aletas de centrado, si corresponde, deberían verificarse comparándolos con el reglaje y la posición apropiada que se calcula para la masa y centraje de la aeronave en el momento del accidente. Las variaciones respecto del reglaje predicho pueden indicar un cambio de la masa y centraje que no se produce normalmente. Los problemas de transferencia de combustible y estimaciones erróneas de la masa de pasajeros o carga han estado presentes en dificultades en el despacho de aeronaves o accidentes que tuvieron origen en un centro de gravedad más allá de las limitaciones de la aeronave.

4.9 MAPAS, CARTAS Y BASES DE DATOS DE NAVEGACIÓN

4.9.1 Puede ser necesario demostrar qué mapas y cartas se proporcionaron para fines de navegación y examinar si son adecuados y exactos con relación a la navegación intentada en el vuelo. Esto puede incluir también un análisis de en qué difieren las cartas en un aspecto importante de las normas del Anexo 4, puesto que la “uniformidad” es básica para un uso inteligente de las cartas. Las limitaciones relacionadas con los mapas de carácter particular, por ejemplo, los especialmente producidos para usarlos con dispositivos de radionavegación automáticos, deberían examinarse con sentido crítico. También puede ser pertinente examinar la interrelación funcional de las diversas cartas diseñadas para diferentes fases de operación, donde es evidente que puede haber ocurrido cierta desorientación. También puede ser importante considerar la habilidad de las tripulaciones de vuelo para tratar los mapas y cartas proporcionados en el entorno confinado de sus puestos de operación y sí había luz adecuada para iluminarlos. Las aeronaves modernas muestran mapas y cartas en presentaciones en pantalla del tablero de instrumentos junto con información de navegación proveniente del Sistema de gestión de vuelo (FMS) o el Sistema mundial de determinación de la posición (GPS). Se debería inspeccionar la base de datos para estos sistemas a fin de determinar si son precisos y están actualizados.

4.9.2 Cuando sea pertinente a la fase de operación en que ocurrió el accidente, el investigador debería verificar:

Cartas de posición

Cartas de radionavegación

Cartas de área terminal

Cartas de aproximación por instrumentos

Cartas aeronáuticas (topográficas)

Cartas de aproximación visual

Cartas de aterrizaje

Cartas de aeródromo

Cartas de navegación aeronáutica

Cartas tomadas de internet

Maletín de vuelo electrónico

RAMS y disponibilidad de ayudas para la navegación

Bases de datos del GPS.

4.10 GUÍA DE OPERACIÓN

Manual de vuelo

4.10.1 La fuente básica de información respecto a la performance de la aeronave es el manual de vuelo, respecto al cual una norma del Anexo 6 dispone que proveerlo es un requisito. Si bien en la mayoría de los casos esta información será adecuada para fines de una investigación normal, en ciertos casos puede ser necesario examinar los datos a partir de los cuales se determina la eficiencia del manual a fin de demostrar su validez con respecto a las circunstancias particulares del vuelo en que ocurrió el accidente. En ese caso, puede ser necesaria una búsqueda detallada en los registros de la autoridad de aeronavegabilidad competente y del fabricante de la aeronave. El manual de vuelo generalmente está dividido en las siguientes secciones:

Sección 1 — Generalidades

— contiene registros de enmiendas, planos de disposición general, otros datos de dimensiones, detalles de matrícula, tablas/gráficos de conversión, definiciones.

Sección 2 — Restricciones

— contiene restricciones respecto de pesos, carga de combustible, carga sobre el suelo, centro de gravedad, condiciones atmosféricas (presión del aire y temperatura del ambiente), operación del grupo motor, velocidad aerodinámica y número de Mach, maniobras con viento de costado (velocidad máxima y dirección), tripulación mínima, número máximo de ocupantes, limitaciones del sistema eléctrico y del piloto automático, etc.

Sección 3 — Procedimientos de emergencia

— contiene procedimientos de operación esenciales para condiciones de emergencia que son previsibles pero excepcionales y que exigen acción inmediata y precisa.

Sección 4 — Procedimientos normales

— incluye procedimientos apropiados en caso de mal funcionamiento que no figuran en la Sección 3 y que normalmente deberían incluir los siguientes elementos:

sistema motopropulsor (motores y hélices)

sistema de combustible

sistema de lubricación del motor

sistema de extinción de incendios

sistemas eléctricos

sistemas hidráulicos

sistemas neumáticos

sistemas de protección contra engelamiento

sistemas de dirección de vuelo

sistema de mandos de vuelo

piloto automático

procedimiento para turbulencia fuerte

sistema de presurización y aire acondicionado

sistema de oxígeno

— Los procedimientos aceptados como parte de la aptitud básica para el vuelo normalmente no se incluirán.

Sección 5 — Performance

— contiene datos cuantitativos relacionados con la performance de la aeronave y que normalmente se presentan en subsecciones en el siguiente orden:

Generalidades

Lista de equipo mínimo

Procedimientos de despegue y velocidades

Límite de performance [masa/altitud/temperatura (límites WAT) limitados por los requisitos de ascenso]

Pendientes ascensionales en el despegue

Longitudes de campo en el despegue

Datos de trayectoria neta de vuelo en el despegue

Datos en ruta

Procedimientos de aterrizaje y velocidades

Límite WAT de performance en el aterrizaje

Pendientes ascensionales en el aterrizaje

Longitudes de campo en el aterrizaje

Datos adicionales de performance especial.

Manual operacional del piloto (POH), Procedimientos operacionales normalizados (SOP) o listas de verificación

4.10.2 Si bien el Manual operacional del piloto (POH), los Procedimientos operacionales normalizados (SOP) o la lista de verificación de la tripulación deberían provenir directamente del manual de vuelo, los investigadores deberían examinar las referencias de que dispone la tripulación cuando aplica los procedimientos. Al abreviar la orientación respecto a los procedimientos, las listas de verificación frecuentemente omiten la información aclaratoria. Si bien es

importante la brevedad, si de la lista de verificación se omiten ciertos detalles esto puede cambiar el momento o las condiciones de aplicación cuando el procedimiento propiamente dicho debería considerarse independientemente. No es adecuado suponer que toda la información aclaratoria presentada en el manual de vuelo se recordará durante la aplicación de un procedimiento de emergencia.

4.10.3 Los pasos enumerados en el POH o en los SOP deberían reflejar directamente los pasos descritos en el manual de vuelo. Si existen discrepancias, el investigador debería tratar de determinar en qué momento se produjo la desviación. Cuando se trata de procedimientos de emergencia, la diferencia puede pasar desapercibida durante un largo período – generalmente hasta que se aplica el procedimiento de emergencia.

4.10.4 Los investigadores deberían estar alerta cuando llegan a un procedimiento que requiere cumplir ciertos pasos durante una fase diferente del vuelo. Dichos procedimientos deberían tener alguna aclaración en el manual de vuelo indicando que debería darse un paso en cierto momento, pero debería especificar exactamente cuándo debería darse ese paso y debería repetir el paso en el punto apropiado de la lista de verificación. Por ejemplo, un accidente de un DC-9 se produjo por el despliegue de frenos aerodinámicos antes de la toma de contacto. Este sistema funcionó como resultado de un procedimiento que se inició justo después del despegue que incluía tirar de un disyuntor de control. El manual de vuelo incluía un comentario por el que el disyuntor debía volver a su posición inicial durante el rodaje “después del aterrizaje”. Este paso estaba incluido en la fase de “aproximación y aterrizaje” de la lista de verificación, pero sin ninguna aclaración. La tripulación reestableció el interruptor en la secuencia para los procedimientos previos al aterrizaje, lo que resultó en el despliegue del freno aerodinámico y el subsiguiente aterrizaje violento.

Cumplimiento de las instrucciones

4.10.5 Si bien no es función de un investigador de accidente de aviación participar en los aspectos disciplinarios para hacer cumplir los reglamentos e instrucciones, establecer si se han cumplido las directivas aplicables es una parte necesaria de la investigación de operaciones. Las directivas también deberían examinarse para establecer si, a la luz del accidente, eran correctas y adecuadas para operaciones seguras y si existían en un formato fácilmente comprensible. Al examinar estos asuntos es importante distinguir entre qué textos tienen un efecto obligatorio y cuáles son de asesoría. Las directivas pueden tener diferentes formas, incluidas las siguientes:

Legislación nacional

Anexos de la OACI

Procedimientos de la OACI para los servicios de navegación aérea

Manual de operaciones

Manual de vuelo (y SOP)

NOTAM

Publicaciones de información aeronáutica (AIP)

Instrucciones del explotador para la tripulación de vuelo

Circulares de información

Avisos de los fabricantes de aeronaves

Directrices de aeronavegabilidad

Boletines de servicio.

4.11 ENTREVISTAS A TESTIGOS

4.11.1 El investigador debería tener presente que en algunos Estados puede ser responsabilidad de la policía entrevistar a testigos durante la investigación de un accidente.

4.11.2 Puede ser conveniente, debido a las circunstancias del accidente, formar un Grupo de Testigos para localizar a los testigos y entrevistarles. Si se forma dicho grupo, generalmente se ocupa de entrevistar a los testigos oculares situados cerca del accidente. Las entrevistas correspondientes a otros grupos, por ejemplo Estructuras, Operaciones, etc., generalmente las lleva a cabo un investigador de esos grupos.

4.11.3 Recoger pruebas de los testigos es una de las principales tareas del investigador; la información obtenida de este modo puede, si es un hecho, proveer un indicio puesto que coincide con la prueba material obtenida en el examen del sitio y los restos, y puede complementarla o aclararla. Sin embargo, el investigador no debe pasar por alto la falibilidad humana y debe actuar con cautela cuando analice las declaraciones que obviamente discrepan con las pruebas materiales. El uso de un modelo de aeronave a menudo puede ser aconsejable cuando se entrevista a testigos oculares.

4.11.4 Cuando el investigador pregunta a los testigos, una filosofía de entrevista conviene más que una de interrogatorio. Un testigo a quien se ha hecho sentir cómodo, enfrentado a la necesidad de seguridad aérea y prevención de accidentes y alentado a contar la historia libremente, sin interrupción o intimidación, normalmente se sentirá dispuesto a narrar sus observaciones.

4.11.5 No se debería subestimar la necesidad de la interpretación de expertos cuando el investigador entrevista a un testigo y ambas personas no tienen la misma lengua materna: el nivel de comunicación puede ser satisfactorio para la conversación social, pero entonaciones leves en la declaración del testigo o detalles que pueden tener significado técnico pueden perderse fácilmente debido a una traducción inadecuada del testigo, el investigador u otra persona que no es un intérprete experto.

4.11.6 Si es pertinente al accidente, deberían obtenerse declaraciones escritas del personal que participó en la provisión de servicios de tránsito aéreo o servicios de vuelo para la aeronave afectada por el accidente. Esto también se aplica a aquellas personas responsables de la operación y mantenimiento de ayudas para la navegación usadas por la aeronave. Las actividades para localizar testigos nunca deberían limitarse únicamente a la fase que precede inmediatamente al accidente, sino que debería abarcar todos los asuntos incluyendo no solamente la condición de la aeronave sino también los factores humanos. Toda declaración que pueda arrojar luz sobre un solo punto en la investigación puede ser importante; el investigador no debería estar circunscrito a localizar testigos en las inmediaciones del sitio del accidente, sino que debería buscar declaraciones pertinentes a toda la trayectoria del vuelo, así como de la tripulación de vuelo y los pasajeros (y, cuando corresponda, de sus familias), el explotador, el fabricante, los servicios responsables y de otras fuentes. En algunos casos, el uso de medios de información tales como la prensa, radio y televisión ayudarán a obtener declaraciones que complementen las ya ofrecidas por las personas que se presentan o han sido contactadas por las autoridades locales.

4.11.7 Dependiendo del tipo de declaración que deba recogerse (información sobre reabastecimiento de combustible o descripción de la aparente secuencia de desintegración en vuelo) o la calidad de los testigos que son entrevistados (excesivamente verboso, imaginativo, conmocionado, poco dispuesto), quizá la declaración deba tomarse en diferentes condiciones, que el investigador debe evaluar. Si bien se debería explicar el propósito de la investigación, normalmente no es deseable que las declaraciones se tomen en forma de interrogatorio.

4.11.8 Las instalaciones de que dispone el investigador pueden ser desde un simple cuaderno de notas, servicios de mecanografía, o tipografía, hasta equipo de registro portátil o estándar. Pueden ser necesarios espacio de oficina o transporte adecuado, así como instrumentos y equipo apropiados para estudiar mapas, cartas y fotografías.

4.11.9 Con respecto a la determinación de una trayectoria de vuelo probable, las pruebas en vuelo comúnmente llamadas “sobrevuelos” a menudo se emplean para ajustar y correlacionar las observaciones de testigos. Por ejemplo, una aeronave similar a la que tuvo el accidente puede volar en una selección de trayectorias de vuelo mientras los testigos en tierra, acompañados del personal de investigación, observan. Se les pregunta entonces a los testigos que comparen estas trayectorias de vuelo con lo que recuerdan del vuelo realizado por la aeronave de que trata el accidente. A menudo, por estos medios se puede obtener información valiosa con respecto a la altitud probable (o altura, si corresponde), curso y actitud. En algunos accidentes, puede ser conveniente usar un helicóptero para determinar la trayectoria de vuelo: este método es útil cuando un testigo puede relacionar la posición del helicóptero con un objeto fijo en tierra. Una serie de observaciones permitirá trazar un diagrama que refleje con precisión la trayectoria de vuelo. Cuando sea posible, es conveniente usar radioteléfono para comunicaciones en ambos sentidos entre el investigador y la aeronave que realiza los sobrevuelos.

4.11.10 Deberían tenerse presentes los siguientes principios generales:

a) Las declaraciones deberían tomarse lo antes posible después del accidente; siempre podrán ampliarse más tarde si es necesario, pero las primeras declaraciones generalmente son las más precisas (los sucesos aún están frescos en la memoria y ha habido menos tiempo para que actúen los procesos interpretativos).

b) Siempre es muy útil escuchar a los testigos en el lugar en que estaban en el momento del accidente. Esto puede ser muy útil, no solo por una comprensión más clara de la declaración, sino también para obtener detalles adicionales (especialmente en el caso de declaraciones con respecto a la trayectoria de vuelo de la aeronave y a las condiciones medioambientales en que ocurrió el accidente). Es muy útil que el investigador use una brújula o inclinómetro para ayudar a documentar con precisión las observaciones de los testigos oculares.

c) Se recomienda firmemente que las conversaciones con los testigos se hagan individualmente, a fin de no influir en otros testigos. Además, cuando sea posible, se debería alentar a los testigos a abstenerse de exponer su prueba entre ellos antes de que haya sido registrada. Las conversaciones en conjunto generalmente pueden organizarse ulteriormente, si es necesario.

d) No debería descartarse ninguna declaración. Una declaración de un testigo con experiencia en aviación no es necesariamente la más valiosa, y el investigador no debería pasar por alto las declaraciones de otros testigos que estaban situados de modo similar. La declaración de un niño puede ser extremadamente útil, pero debe tenerse mucho cuidado al recogerla y examinarla. Deberían tenerse presente las leyes nacionales respecto a tomar declaraciones de personas menores de edad.

e) Hasta cierto punto, las conversaciones con testigos pueden realizarse en dos etapas: en la primera etapa el investigador debería dejar, en la mayor medida posible, que el testigo relate en sus propias palabras los sucesos tal como los vieron los testigos (sin interrupción, excepto para mantener al testigo alrededor de los asuntos pertinentes); en la segunda etapa el investigador puede necesitar hacer preguntas para aclarar puntos dudosos o plantear otros (pero nunca deberían ser expresados de manera que sugieran las respuestas).

f) Es una buena práctica que el investigador esté acompañado de una persona que pueda tomar nota de la declaración o use un magnetófono para registrar la declaración. Esto deja al investigador libre para concentrarse únicamente en lo que se dice y, por consiguiente, concentrarse en las preguntas que se deben hacer, si hubiera.

4.11.11 Cuando sea pertinente debería registrarse la información siguiente:

— datos personales respecto al testigo (apellido, nombres, número de identificación de empleado, dirección, número de teléfono, edad, ocupación, experiencia pertinente a la declaración);

— hora de la observación (si está anotada, de otro modo según se determine con relación a otros hechos);

— lugar en que se encontraba el testigo en el momento de la observación (señalado en un mapa si es necesario);

— cualquier cosa oída u observada relacionada con la aeronave y, si es pertinente, otras aeronaves cercanas de acuerdo con la etapa del vuelo, tales como: posición de los flaps, rodaje, prueba de motores, frenos en inicio, encabritamiento inicial, ángulo de ascenso, velocidad estimada, altitud estimada, puntos sobrevolados por la aeronave, rumbos, maniobras, posición de los mandos de vuelo, tren de aterrizaje, objetos que caen, llamas del escape, fuego o humo, señales luminosas, luces anticolisión y de cabina, luces de aterrizaje, punto de toma de contacto, uso de frenos, empuje negativo, todo ruido, fenómeno o movimiento aparentemente anormal, etc.;

— posición de los restos principales y de los restos dispersos;

— posición de los cuerpos (condición de los cinturones de seguridad, etc.);

— todo esbozo o croquis que los testigos puedan proporcionar para ilustrar sus declaraciones;

— toda fotografía o vídeo tomado;

— informes de operaciones de rescate;

— si el testigo conoce a otros testigos, sus nombres y direcciones; y

— firma de una copia de la declaración y de todo esbozo o croquis hecho.

4.11.12 El investigador debería registrar en la declaración la fecha y el lugar donde se tomó la declaración y posiblemente el nombre del investigador y su función.

4.11.13 Finalmente, para facilitar las referencias, la prueba recogida debería ir acompañada de un mapa indicando el lugar de cada testigo en el momento del accidente y una clave para referirse a sus declaraciones.

4.12 DETERMINACIÓN DE LA TRAYECTORIA DE VUELO FINAL

La reconstrucción de la última etapa del vuelo, es decir, la fase del accidente, requiere una coordinación estrecha entre muchos grupos de investigación, pero la preocupación principal es la de investigar las operaciones. La intención debería ser lograr un cuadro completo de los eventos finales tal como ocurrieron y en la secuencia correcta, y evaluar la relación entre ellos. El período que debe abarcar dependerá de las circunstancias; en términos generales, debería comenzar en una etapa en que el vuelo se aparta de la operación normal segura y puede terminar cuando el carácter inevitable del accidente resulta evidente sin dejar dudas. Este no debe ser necesariamente el momento del choque, por ejemplo, en el caso de una falla estructural en el vuelo de crucero, una vez que las alas se han roto y desprendido, el accidente es inevitable; del mismo modo, en una situación de pérdida de control insuperable, una vez que la aeronave está demasiado baja como para recobrar una actitud normal sin exceder groseramente muchas limitaciones el

accidente inevitablemente ocurrirá. En los accidentes de despegue y aterrizaje, sin embargo, el choque será el evento final y será necesario usarlo como el punto de partida de la reconstrucción y trabajar hacia atrás a fin de sincronizar las diversas fuentes de información que otros grupos de investigación pueden haber establecido sobre una base de secuencias. La investigación respecto al registrador de vuelo proporcionará la base para la reconstrucción y el registro de radiotelefonía proporcionará el enlace necesario con las actividades pertinentes en tierra. La investigación sobre las estructuras debería poder determinar la configuración de la aeronave y la investigación de factores humanos puede agregar algo a esa prueba. También puede demostrar ciertas consideraciones importantes respecto a la condición o la eficiencia en las operaciones de la tripulación de vuelo. La investigación respecto al sistema motopropulsor debería poder indicar el grado de potencia desarrollada en el momento del impacto y la investigación respecto a los sistemas debería poder contribuir a determinar con cierto detalle la configuración de la aeronave. Finalmente, la reconstrucción debería considerarse en el entorno indicado según la evaluación de todas las declaraciones de los testigos y en las condiciones meteorológicas determinadas por la investigación al respecto.

4.13 SECUENCIA DEL VUELO

4.13.1 La enumeración de la información indicada antes en las Secciones 4.2 a 4.12 debería destacar los elementos de importancia en la investigación de las operaciones con relación a otras áreas de investigación de accidentes. En realidad, la síntesis de todos los datos obtenidos por la investigación de las operaciones es la principal contribución a toda reconstrucción del vuelo. Puede ocurrir también que las características particulares del accidente exijan no solo la reconstrucción del vuelo en que ocurrió el accidente sino también la de vuelos anteriores.

4.13.2 Aunque la investigación tendrá que dedicar particular atención a la fase en que ocurrió el accidente (véase antes la Sección 4.12) generalmente será conveniente examinar el desarrollo de todo el vuelo. Además, en muchos casos, al investigador le resultará conveniente realizar un examen general de cada uno de los aspectos principales de la investigación de las operaciones respecto a cada parte del vuelo. Por ejemplo, durante la fase en ruta, aspectos tales como tripulación de vuelo, servicios de tránsito aéreo, condiciones meteorológicas, planificación del vuelo, performance de la aeronave y declaraciones de los testigos proporcionarán información específica relacionada con la fase en ruta que quizá necesite ser ampliada, dependiendo de la naturaleza del accidente.

4.13.3 Los datos de los registradores de vuelo de la aeronave y los registros radar a menudo deben usarse para obtener rápidamente una trayectoria de vuelo generada por computadora, enlazada con las acciones de la tripulación y las instrucciones del personal de apoyo. Esto puede ayudar a identificar cuándo y dónde el vuelo se desvió del curso previsto, o en qué punto las maniobras excedieron los límites de la estructura de la aeronave o los límites de la fisiología humana.

———————————

Capítulo 5

ENTORNO OPERACIONAL

5.1 INVESTIGACIÓN DE CONDICIONES METEOROLÓGICAS

5.1.1 A pesar de los adelantos tecnológicos en materia de pronósticos meteorológicos y difusión y presentación de datos meteorológicos (MET), las condiciones meteorológicas aún se identifican como un factor que contribuye en los sucesos de aviación en todo el mundo. Por consiguiente, una investigación de accidente en la que las condiciones MET son un factor importante se beneficiará de la formación de un grupo separado que incluya personal cualificado con instrucción especializada en meteorología. Cuando no se considere pertinente un grupo separado, puede ser conveniente solicitar un informe meteorológico de un meteórolo cualificado (y no involucrado). Sea que se adopte o no este procedimiento, deberán considerarse los aspectos que siguen.

Compilación de datos meteorológicos

5.1.2 Los productos y datos MET exactos que se recojan variarán de un Estado al otro, debido a la disponibilidad de datos (es decir, escasos en áreas remotas) y la complejidad de los fenómenos MET relacionados con el suceso. Sin embargo, hay varios datos de observación y pronósticos que deberían recogerse. Se recomienda recoger datos correspondientes a un período de 12 horas anteriores a un suceso y algunas horas después del suceso para ayudar a identificar las tendencias y el análisis de continuidad[1]. Es esencial que tanto los pronósticos como las condiciones MET observadas se documenten con exactitud.

5.1.3 Dado el aumento de proyectos de investigación meteorológica multiinstitucionales realizados en cooperación y que las instituciones privadas dependen de los datos MET, durante una investigación deben considerarse muchas fuentes de datos. Estas fuentes incluyen[2,3]:

a) servicios meteorológicos del Estado;

b) servicios de aviación civil;

c) servicios meteorológicos militares;

d) empresas meteorológicas privadas;

e) universidades;

f) estaciones de radio y televisión;

---

1. Si corresponde, se deberían recoger y analizar datos relacionados con las condiciones MET enfrentadas por los ocupantes sobrevivientes y las misiones de búsqueda y salvamento (SAR).
2. Bureau Enquêtes-Accidents (Francia), (1995). Condiciones meteorológicas: Capítulo 3 — Investigación de operaciones. En *Manual de investigación de accidentes e incidentes de aviación*. Proyecto sometido al Grupo de estudio sobre metodología de investigación de accidentes de la OACI — Memorando núm. 26. Montreal, Canadá, OACI.
3. National Transportation Safety Board (Junta Nacional de Seguridad del Transporte) (NTSB), (2002) Apéndice H – Listas de verificación de jefes de grupos. En *Aviation investigation manual - Major team investigations.* Washington, D.C.

g) empresas de servicios;

h) sitios agrícolas;

i) centros de investigación MET;

j) ensayos operacionales MET;

k) redes de vigilancia de la contaminación atmosférica;

l) sitios internet, cámaras web;

m) registros vídeo;

n) testimonios de testigos (en tierra y a bordo), y servicios de investigación de accidentes de aviación (lectura y análisis de FDR y CVR); y

o) declaraciones de miembros de la tripulación o pasajeros sobrevivientes.

Observaciones

5.1.4 Las condiciones MET reales, prevalecientes a la hora y en el lugar del accidente y en ruta, si corresponde, pueden obtenerse de diversos datos, tales como:

a) informes meteorológicos de aeródromo de rutina y especiales[4];

b) datos de estado del mar y boyas;

c) observaciones de superficie MET;

d) registros de precipitación;

e) registros de barógrafo;

f) registros de vientos;

g) registros de ceilómetro;

h) informes de registros RVR sobre el estado de la pista;

i) mapas sinópticos de superficie/mapas de análisis de líneas de corriente;

j) imágenes de cámara/registros vídeo, cámaras web;

k) mapa en altitud de presión, viento y temperatura;

l) mapas de espesores, vorticidad y velocidad vertical;

4. Deberían recogerse datos relativos al lugar de emplazamiento de estaciones de observación y sensores meteorológicos.

m) observaciones en altitud;

n) diagramas de análisis de índices de estabilidad;

o) aeronotificaciones ordinarias y especiales [AIREP (PIREP en Norteamérica)];

p) datos meteorológicos radar (es decir, datos sobre precipitación y vientos Doppler);

q) imágenes/datos MET por satélite;

r) datos sobre relámpagos;

s) registros (es decir, radiodifusiones VOLMET, datos ATIS, CVR, FDR);

t) condiciones de luz natural (es decir crepúsculo, luz lunar); y

u) datos de sistemas de alerta de cizalladura del viento a poca altura.

5.1.5 Además, a menudo puede obtenerse información valiosa de observaciones de estaciones meteorológicas locales, otras aeronaves en vuelo, declaraciones de testigos o examen de los restos por expertos (daños de granizo, acumulación de hielo, etc.).

5.1.6 En varios Estados, el personal de meteorología aeronáutica debe hacer observaciones MET especiales cada vez que tienen conocimiento de que es probable que ocurra o haya ocurrido un accidente en un aeródromo o en sus inmediaciones.[5] El investigador debería poner atención particular a esas observaciones especiales cuando estén disponibles.

5.1.7 La selección de datos de observación que se han de recoger y examinar dependerá de las circunstancias del suceso investigado. Es muy conveniente que la investigación examine los datos originales en vez de copias de los datos de las observaciones registrados.

Pronósticos

5.1.8 Los pronósticos de condiciones meteorológicas pertinentes al accidente deberían documentarse. Dependiendo de la naturaleza del suceso, podría ser necesario examinar algunos o todos los tipos de pronósticos que siguen:

a) pronósticos de aeródromo (TAF y TAF enmendados);

b) pronósticos de área QNH (si corresponde);

c) pronósticos marinos;

d) pronósticos de presión, temperatura y vientos en altitud;

e) pronósticos de condiciones meteorológicas en la superficie/línea de corriente del viento del gradiente (si corresponde);

f) avisos meteorológicos (incluidos los de entidades civiles y públicas);

5. Es conveniente que esos arreglos permanentes se hagan en previsión de que ocurra un accidente.

g) pronósticos SIGWX;

h) información de avisos de cenizas volcánicas y ciclones tropicales;

i) pronósticos de espesores, vorticidad y velocidad vertical;

j) pronósticos de índices de estabilidad;

k) pronósticos de engelamiento;

l) pronósticos de turbulencia;

m) AIRMET;

n) SIGMET;

o) GAMET; y

p) avisos de aeródromo y cizalladura del viento.

5.1.9 Con respecto a los pronósticos SIGWX, debería ponerse atención especial a todo mensaje de información SIGMET (información sobre determinados fenómenos meteorológicos peligrosos en ruta, ocurridos o que se prevé que ocurrirán, tales como tormenta, turbulencia fuerte, cortante del viento) que pudiera haber sido expedido y que habría sido aplicable a cualquier parte del vuelo.

Exposición verbal y documentación de vuelo

5.1.10 Debería obtenerse para su estudio una copia de toda documentación MET y aeronáutica sobre el vuelo. Debería ponerse particular atención al suceso y a la exactitud de toda información operacional solicitada por la tripulación de vuelo y/o proporcionada a dicha tripulación en la preparación previa al vuelo y durante el vuelo.

5.1.11 Deberían obtenerse declaraciones del personal que haya proporcionado información operacional a la tripulación, tanto antes de la partida como durante el tiempo en ruta. Debería ponerse énfasis en determinar si la tripulación estaba adecuadamente informada respecto a condiciones meteorológicas peligrosas.

Análisis posterior al vuelo

5.1.12 Debería obtenerse de un meteorólogo cualificado (y no involucrado) una evaluación de las condiciones meteorológicas durante el vuelo resultante de un análisis de toda la información meteorológica revelada en la investigación. Debería considerarse cuidadosamente la posibilidad de que se hayan presentado fenómenos peligrosos que no eran evidentes en los pronósticos y observaciones disponibles en el momento pertinente, particularmente en el caso de sucesos en ruta ocasionados por fallas estructurales. Tales fenómenos pueden incluir efectos de ondas orográficas, ciclones tropicales, turbulencia fuerte, lluvia engelante, ceniza volcánica, etc. Cuando se considere que las condiciones del tiempo han sido un factor que contribuyó a que ocurriera el suceso, debería obtenerse un perfil de vuelo transversal trazado por un especialista.

Idoneidad del servicio

5.1.13 Debería ponerse énfasis en determinar si la tripulación estaba adecuadamente informada respecto a las condiciones meteorológicas peligrosas. Se deberían examinar las instalaciones de observación, pronosticación e información y los servicios proporcionados a fin de determinar si:

a) los reglamentos y procedimientos pertinentes eran satisfactorios, estaban disponibles y fueron observados[6];

b) existían disparidades entre la carga de trabajo y la dotación de personal;

c) los pronósticos y exposiciones verbales eran precisos y en ellos se hizo un uso efectivo de toda la información conocida y pertinente; y

d) la comunicación de la información al personal aeronáutico pertinente se llevó a cabo sin demora y de conformidad con los procedimientos prescritos.

Idoneidad de la documentación de vuelo y los mensajes

5.1.14 En particular, los fenómenos meteorológicos localizados y frecuentemente observados en un aeródromo se pueden mencionar en suplementos de vuelo como un aviso a las aeronaves. Estos suplementos de vuelo a menudo se usan para vuelos en condiciones meteorológicas de vuelo visual (VMC). Sin embargo, estos mismos avisos quizá no estén incluidos en documentos relacionados con condiciones meteorológicas de vuelo por instrumentos (IMC) para el mismo aeródromo. Por lo tanto, deberían compararse tales documentos a fin de destacar posibles diferencias. Por ejemplo, un suplemento de vuelo para un aeródromo rodeado de terreno escabroso con vientos fuertes frecuentes puede avisar de la posibilidad de turbulencia mecánica. Sin embargo, este aviso quizá no esté en las planillas de aproximación empleadas en IMC. Además, los investigadores también deben considerar la posibilidad de que el uso frecuente de estos aeródromos particulares pueda crear un falso sentimiento de seguridad y con esto la exclusión de dicha información.

5.1.15 Aparte de la documentación de vuelo, también se deben considerar los mensajes en vuelo. Por ejemplo, la mayoría de los pilotos reciben mensajes SIGMET por radio y, por lo tanto, carecen de una copia impresa para un análisis minucioso. Tales datos deberían examinarse por razones de claridad y brevedad y para saber si facilitaron la comprensión y el uso de mensajes, dadas las condiciones de vuelo. Además, hay posibles limitaciones respecto a los informes (p. ej., AIREP/PIREP). Estas limitaciones son particularmente importantes para informes de engelamiento y turbulencia, dado que su interpretación es subjetiva.

Normas y política de explotación

5.1.16 Las normas, para una organización, un grupo o un individuo, pueden influir de manera considerable en el comportamiento y las operaciones. Con relación a las condiciones MET, un investigador debería analizar diferentes organizaciones, grupos y normas de la tripulación de vuelo (si es posible). Se debería poner atención particular a las normas y políticas relativas a la difusión de información y análisis de datos, por ejemplo, una norma posible respecto a los pilotos que no leen los informes de despacho en su totalidad debido a la considerable extensión de los mismos. Esta norma de buscar únicamente ciertos datos puede haber limitado la comprensión de la información meteorológica proporcionada verbalmente.

6. Cabe señalar que puede haber limitaciones a los reglamentos de presentación de informes. Además, pueden existir diferencias entre avisos aeronáuticos y civiles/públicos sobre fenómenos meteorológicos violentos que podrían ser un factor causante del suceso.

5.1.17 Las políticas operacionales del órgano de reglamentación y del explotador sobre vuelos en condiciones meteorológicas peligrosas y la realidad operacional deberían analizarse para ver las diferencias. Ese análisis también puede aplicarse a las normas de la industria (p. ej., penetración de tormentas en áreas terminales)[7]. El pronóstico en las condiciones meteorológicas observadas debería compararse con cualquier limitación respecto a la aeronave o tripulación de vuelo, incluidas las políticas de la reglamentación y la empresa.

Disponibilidad de los datos

5.1.18 Cada investigación diferirá con relación a los datos disponibles. Esto puede ser el resultado de informes escasos en áreas distantes y redes inadecuadas de recopilación de datos. También puede haber limitaciones en la tecnología usada para recopilar, presentar y difundir datos. En estos casos un investigador puede estar obligado a innovar considerablemente las técnicas y herramientas de análisis. En tales situaciones, puede ser útil consultar con varios colegas, expertos e investigadores en estas áreas. También es aconsejable buscar información y asesoramiento y las diversas fuentes de información MET (WAFC, VAAC, TCAC, MWO, etc.) existentes y disponibles.

Recopilación de detalles del suceso

5.1.19 Deben recopilarse datos importantes (p. ej., hora de suceso, ruta) para facilitar o complementar la recolección de información meteorológica. Por ejemplo, es obvio que la fecha y la hora de un suceso deben conocerse para recoger los datos correctos. Las fuentes principales de tales datos se obtendrán de planes de vuelo, datos radar de los servicios de tránsito aéreo (ATS), cartas de navegación y topográficas. Los datos compilados deberían incluir:

a) fecha del suceso (UTC y LMT);

b) hora del suceso (UTC y LMT);

c) lugar del suceso;

   1) localización general;

   2) coordenadas de cuadriculado; y

   3) elevación y topografía;

d) punto de partida;

e) altitud de crucero o nivel de vuelo;

f) destino y escalas intermedias (con ETA/ATA y ETD/ATD); y

g) rastros radar.

Recopilación de datos técnicos

5.1.20 La recopilación de datos técnicos puede incluir el análisis y ensayo de instrumentos meteorológicos y la colaboración con otros grupos para recoger datos de instrumentos de aeronaves (p. ej., altímetro). También deberían recogerse datos respecto al Estado, el explotador y herramientas ATS, [p. ej., tecnología radar, imágenes satélite de alta resolución, modelos de predicción meteorológica numérica (NWP)].

7. Rhoda, D. A., y Pawlak, M. L. (1999). Una evaluación de penetraciones y desviaciones de tormentas por aeronaves comerciales en el área terminal. (Proyecto de informe NASA/A-2). Springfield, VA: NTIS.

Recopilación de datos sobre factores humanos

5.1.21 Los datos sobre factores humanos, desde un punto de vista meteorológico, deberían recopilarse para comprender mejor no solo la toma de decisiones de la tripulación de vuelo sino también la supervisión ejercida por la organización y las omisiones que pueden haber contribuido al suceso.

5.1.22 Deberían obtenerse para el estudio copias de toda documentación meteorológica que cubra el vuelo. Debe ponerse atención particular a toda la información meteorológica que solicitó o fue proporcionada a la tripulación de vuelo en la preparación previa al vuelo y durante el vuelo. Además, las declaraciones del personal que proporcionó información meteorológica antes de la salida del vuelo, mientras estaba en ruta, y en el lugar de destino (si corresponde), con énfasis en el reconocimiento de la tripulación respecto a la existencia de condiciones meteorológicas peligrosas pronosticadas.

5.1.23 Deberían recopilarse declaraciones del personal y documentos relativos a la coordinación y difusión de datos meteorológicos. Tales datos, tanto internos de la organización como entre organizaciones, deberían recogerse de organizaciones tales como el organismo ATS competente, el servicio meteorológico del Estado y el explotador de la aeronave (p. ej., línea aérea, escuela de vuelo). También deberían recopilarse, si corresponde, datos relativos a los niveles de dotación de personal y a la carga de trabajo del personal para todas las organizaciones.

5.1.24 Deberían recogerse declaraciones del explotador y la documentación relativa a la instrucción MET de la tripulación de vuelo. Los datos relativos a la política operacional del explotador respecto a volar en condiciones meteorológicas peligrosas también deberían recopilarse. Además, deberían recopilarse datos sobre pautas (prácticas esperadas no escritas) relativas al tipo de productos MET usados por las tripulaciones de vuelo y despachadores del explotador. Por ejemplo, ¿es una práctica corriente analizar las imágenes satélites? Los datos relativos a las pautas de la tripulación de vuelo para analizar los informes de despacho también deberían recopilarse.

Análisis de los datos

5.1.25 El análisis de todos los datos recopilados debería realizarlo una persona cualificada (y no involucrada) con capacitación especializada en meteorología y, en algunos casos, con otros grupos (p. ej., factores humanos/actuación humana). Debería considerarse cuidadosamente la posibilidad de la presencia de fenómenos peligrosos que no eran evidentes en los pronósticos y observaciones disponibles en el momento oportuno. Tales fenómenos pueden incluir tornados, turbulencia fuerte, lluvia engelante, cizalladura del viento a poca altura y ceniza volcánica. En el análisis también se deberían examinar el equipo técnico y los datos de factores humanos con respecto a influencias posibles.

Análisis de los detalles del suceso

5.1.26 Es imperativo que un análisis de los pormenores del accidente preceda el análisis de las condiciones meteorológicas. Por ejemplo, la información respecto a la altura será necesaria para el cálculo de la altitud de presión[8], y el conocimiento del lugar y el terreno ayudarán a analizar los efectos posibles de las condiciones meteorológicas locales. Los datos sobre las condiciones de luz natural combinadas con la fecha y hora del suceso ayudarán en la posible identificación de vientos locales (p. ej., brisa tierra/mar, vientos catabáticos). Además, la comparación de los datos del plan de vuelo con los rastros radar puede dar indicios sobre las condiciones enfrentadas por las tripulaciones de vuelo. El Grupo de Meteorología puede beneficiarse de la colaboración con el Grupo de Performance sobre aspectos tales como velocidades de la aeronave, que también puede señalar las condiciones enfrentadas por las tripulaciones de vuelo. Por ejemplo, una baja velocidad de la aeronave respecto al suelo (GS), a pesar de una componente de viento de cola, puede señalar a la tripulación que disminuya a la velocidad en penetración turbulenta (V_B) proporcionando una indicación posible de condiciones de vuelo considerablemente turbulentas.

8. ‘Pressure altitude’ es el término más usado internacionalmente; sin embargo, en algunos Estados se usa ‘pressure height’. Cabe señalar que estos términos son sinónimos.

Análisis por fase de vuelo

5.1.27 Después del análisis de todos los datos recopilados, la comprensión de la atmósfera debe estar relacionada con cada fase de vuelo, es decir:

a) rodaje, despegue hacia cima de la subida;

b) datos en ruta; y

c) comienzo del descenso, aproximación, aterrizaje y rodaje. Este método, en gran medida, debería proporcionar al investigador una comprensión física considerable de las condiciones atmosféricas durante las diferentes fases del vuelo.

Análisis de los datos técnicos

5.1.28 Hay muchos elementos que pueden haber restringido la precisión y comprensión de los datos meteorológicos proporcionados a las tripulaciones de vuelo, los organismos meteorológicos del Estado, las dependencias ATS y los explotadores.

5.1.29 Si la precisión de la información MET no es fiable, los investigadores pueden desarmar y ensayar los instrumentos MET. En invierno, también debería tenerse en cuenta la posibilidad de acumulación de hielo en los instrumentos MET. Por ejemplo, durante períodos de precipitación engelante, la acumulación de hielo puede reducir la eficiencia o causar la falla completa de los anemómetros, restringiendo así la validez de los datos sobre el viento. Estas mismas consideraciones pueden aplicarse a los instrumentos de la aeronave. En tales casos, los investigadores meteorológicos pueden beneficiarse de la colaboración con otros grupos.

5.1.30 La tecnología para recopilar y presentar información MET puede variar de un Estado a otro y, por consiguiente, debería analizarse el examen de las capacidades y limitaciones de tales herramientas (p. ej., tecnología radar, imágenes satélite zoom de alta resolución). También deberían considerarse las posibles limitaciones de la tecnología como resultado de fenómenos meteorológicos, por ejemplo, las tripulaciones volando en tormentas y áreas de granizo como resultado de ecos radar falsos causados por la pérdida de radar debida a la absorción.

5.1.31 Los pronósticos meteorológicos han mejorado en general, ayudados en gran parte por una mayor precisión del modelo NWP y la disponibilidad de pronósticos del Sistema mundial de pronósticos de área. A pesar de esta mejora, se debe tener en cuenta que, posiblemente, las limitaciones del modelo restringen la precisión de los pronósticos.

Análisis de datos sobre factores humanos

5.1.32 La comparación de condiciones pronosticadas, las acciones de la tripulación de vuelo y la identificación por el investigador de posibles peligros pueden sugerir posibles problemas respecto al juicio de la tripulación de vuelo. Sin embargo, decir simplemente que los pilotos volaron hacia condiciones meteorológicas adversas no ayuda a explicar el por qué. El investigador, junto con el Grupo de Factores humanos/performance, debe tratar de identificar por qué las decisiones de la tripulación de vuelo tenían sentido en ese momento. Hay varias barreras de factores humanos para una toma de decisiones eficaz de la tripulación de vuelo con respecto a condiciones meteorológicas. Tales barreras pueden incluir falta de conocimiento debido a instrucción inadecuada o deficiencia en la provisión de información meteorológica, y normas de explotación.

5.1.33 El proceso general de investigación de un suceso en el campo de factores humanos es similar en muchas metodologías. Sin embargo, surgen diferencias en el énfasis particular de las técnicas. Mientras algunas se concentran en la gestión y la supervisión y las omisiones en la organización, otras consideran más a fondo (principalmente) los problemas de desempeño/errores humanos[9]. Ambos niveles pueden ser examinados para permitir un análisis completo.

5.2 INVESTIGACIÓN DE SERVICIOS DE TRÁNSITO AÉREO

Generalidades

5.2.1 Puede ser conveniente, debido a las circunstancias relacionadas con el suceso, formar un grupo separado de servicios de tránsito aéreo que incluya un investigador especializado en servicios de tránsito aéreo. Cuando un Estado no emplea o no tiene acceso a un investigador especialista en servicios de tránsito aéreo, puede considerarse que un funcionario de los servicios de tránsito aéreo con experiencia (y no involucrado) proporcione asesoramiento especializado y ayude al investigador encargado a investigar todos los aspectos de los servicios de tránsito aéreo relacionados con el suceso. Puede ser conveniente y posible incluir en la esfera de la investigación que se ha de realizar otras áreas tales como comunicaciones, instalaciones de aeródromo y navegación (en la medida que esta última está relacionada con equipo de tierra). En la preparación del informe final, la información de hechos pertinentes derivada de la investigación de servicios de tránsito aéreo podrá incluirse en la o las secciones aplicables, según corresponda.

5.2.2 Los servicios de tránsito aéreo tienen como objetivos prevenir las colisiones entre aeronaves y entre aeronaves y obstáculos en el área de maniobras, despachar y mantener ordenado el flujo de tránsito aéreo, proporcionando información útil para la realización segura y eficiente de los vuelos, y notificar a las organizaciones competentes los casos de aeronaves que necesitan ayuda de búsqueda y salvamento. Cuando corresponde, la investigación debería tratar todos los servicios de información aeronáuticos y operacionales obtenidos de los proveedores de servicios y/o proporcionados por éstos.

5.2.3 Los detalles de los intercambios y de la reconstrucción del suceso deberían proporcionar pruebas para verificar el progreso del vuelo desde la etapa de planificación, pasando por las diversas funciones ejercidas por los proveedores de servicios de tránsito aéreo pertinentes, por ejemplo, control en tierra, control de aeródromo, control de salidas, control de área (o en ruta) y control de aproximación, hasta el suceso. En algunas circunstancias puede ser necesario continuar la investigación más allá del hecho real, por ejemplo, en el caso de medidas de búsqueda y salvamento, o emergencias en vuelo que requieren servicios de tránsito aéreo. La investigación de servicios de tránsito aéreo debería considerar el uso de simuladores, gráficos de computadora e instalaciones vídeo, siempre que sea posible, en la reconstrucción del suceso.

5.2.4 Puede ser necesario investigar la eficiencia y la eficacia del servicio de tránsito aéreo, particularmente en un suceso relacionado con violaciones de proximidad de aeronaves en el aire o en el área de maniobras. En este caso, se deberían considerar y examinar atentamente los aspectos siguientes:

a) emplazamiento de la torre de control y visibilidad desde la misma;

b) idoneidad del espacio de los centros y dependencias ATS asociados;

c) personal ATS, incluido el número apropiado, cualificaciones (licencias) y supervisión del personal;

d) horarios de trabajo y descanso del personal ATS;

9. Livingston, A.D., Jackson, G. y Priestley, K. (2001). *Root causes analysis: Literature review.* Suffolk, Reino Unido: HSE Books.

e) idoneidad de los procedimientos y prácticas especificados, incluida la provisión de mínimas de separación, dependiendo del estado de aprobación de la aeronave en el espacio aéreo RVSM; y

f) idoneidad del equipo, incluidos sistemas de vigilancia ATS, señales luminosas, anteojos binoculares e instrumentos antirreflejo.

5.2.5 La determinación de la hora precisa del suceso es importante. Es probable que la primera indicación de la hora aproximada del suceso se obtenga de los centros y dependencias de servicios de tránsito aéreo en comunicación con el vuelo. Cuando las transcripciones de los registros de comunicación radiotelefónica están disponibles, generalmente es posible determinar la hora del suceso dentro de un margen de un minuto. Algunas veces es posible más precisión. Si la aeronave estaba equipada con un registrador de datos de vuelo, un registrador de la voz o equipo de vigilancia dependiente automática, normalmente será posible definir la hora del suceso con un margen de uno o dos segundos. Es importante determinar el período que se ha de examinar en la investigación, dado que esto definirá la amplitud de los datos, los registros y la participación del personal.

5.2.6 En el caso de un suceso de impacto contra el suelo quizá se disponga de los registros de un sismómetro, situado lo suficientemente cerca del sitio del suceso para detectar el impacto, a fin de determinar hora del suceso con gran precisión. Debería hacerse todo lo necesario para determinar con la mayor precisión posible la hora del suceso, a fin de poder usar la información derivada de la sincronización de los registradores con la base de tiempo del registro radiotelefónico.

5.2.7 El grupo especialista en servicios de tránsito aéreo tendrá que tener en cuenta que la evolución de la industria del transporte aéreo, asociada con la evolución de los sistemas y conceptos ATM, puede representar un reto para los fines perseguidos por la investigación, considerando que algunas veces la responsabilidad de la provisión de determinados servicios cambiará según el contrato de provisión de dicho servicio, por ejemplo, separación, que será actualizado durante las operaciones en tiempo real.

5.2.8 Con la evolución de los sistemas y conceptos ATM, también aumentará la complejidad de todo el sistema y será necesario un proceso de investigación para verificar muy atentamente la gestión de la prestación del servicio a fin de definir correctamente los actores de un determinado suceso; en este caso, toda la comunidad ATM debería participar teniendo en cuenta que cualquier participante de la comunidad ATM puede haber tenido una participación importante en un proceso que terminó en un accidente y esto hará más complejo el proceso de investigación.

5.2.9 El sistema ATM está siendo cada vez más complejo. Los métodos científicos tradicionales y la filosofía analítica no son lo suficientemente sensibles a las dinámicas de sistemas ATM complejos. Los métodos analíticos, la lógica deductiva, los procedimientos formales basados en reglas y algoritmos cerrados quizá no sean suficientes para completar la investigación de un suceso. Será necesario un enfoque conexionista, porque este enfoque es intrínsecamente más sensible a la complejidad del sistema ATM que prevé el concepto operacional de ATM mundial. Algunas características clave que contribuirán a la complejidad del sistema ATM serán su facultad de distribución, autoorganización y operación con información local sin control central.

5.2.10 Por otra parte, la disponibilidad de gestión de la información en todo el sistema ayudará a recopilar los datos necesarios para la investigación.

Historial del personal

5.2.11 Un estudio de todos los hechos relacionados con los servicios de tránsito aéreo es una parte importante de la investigación de servicios de tránsito aéreo y también puede ser importante para operaciones específicas e investigaciones de factores humanos. Puesto que estos aspectos están estrechamente relacionados, es necesario un grado elevado de coordinación en la recopilación y evaluación de los hechos pertinentes para lograr el mejor uso posible de la información recogida.

Expediente personal

5.2.12 Con respecto a cada oficial de servicios de tránsito aéreo involucrado en el suceso se debería obtener la siguiente información personal:

a) nombre completo;

b) dirección y números de teléfono para contactarlo;

c) fecha de nacimiento;

d) tipo de licencia/certificado de los servicios de tránsito aéreo;

e) antigüedad en el servicio;

f) duración de servicio continuo en el lugar pertinente;

g) habilitaciones y fechas en que se obtuvieron;

h) puesto de trabajo ocupado en la fecha del suceso;

i) registros de verificación de competencia;

j) historia clínica (enfermedades recientes, último examen médico, investigación del factor fatiga que incluye una evaluación del tiempo de trabajo y tiempo de descanso dentro de los 28 días anteriores al suceso y particularmente en la última semana y últimas 72 horas);

k) instrucción inicial y posterior (incluyendo evaluaciones); y

l) uso de lentes correctivos y/o antirreflejo.

5.2.13 A fin de recoger esta información, el investigador quizá tenga que obtener varias declaraciones (posiblemente de otros oficiales del servicio de tránsito aéreo que han trabajado con la persona en cuestión), y usar a tal efecto datos pertinentes de los registros del servicio de tránsito aéreo relativos a vuelos anteriores, así como una lectura de los datos de vuelo registrados a bordo durante etapas de vuelo precedentes. La medida en que la información anterior es necesaria dependerá de la naturaleza particular del suceso que se investiga.

Actividad antes, durante y después del suceso

5.2.14 La evaluación de las actividades del personal de servicios de tránsito aéreo debería hacerse de la misma manera que la evaluación de las actividades del personal en las investigaciones respecto a operaciones y factores humanos. Se debería considerar lo siguiente:

a) *Antes del suceso.* La investigación respecto a servicios de tránsito aéreo debería examinar específicamente:

1) actividades dentro de las 72 horas anteriores al suceso con referencia particular a los factores ecológicos que pueden tener importancia en el desempeño del personal pertinente de los servicios de tránsito aéreo, su condición física con relación al ciclo de trabajo/descanso y la irregularidad de las comidas y una evaluación sus patrones de sueño;

2) circunstancias tales como la distancia recorrida en el viaje al lugar de los centros y dependencias de los servicios de tránsito aéreo, incluyendo la actividad preparatoria antes de comenzar el período de trabajo; y

3) las actividades y cargas de trabajo desde que comenzó el período de servicio en el puesto de trabajo. Esta información generalmente puede obtenerse y comprobarse mediante declaraciones y/o copia impresa o registros de datos electrónicos;

b) *Durante el suceso.* A la luz de la información obtenida según lo anterior, la investigación debería tratar de reconstruir la función, la carga de trabajo y el comportamiento de cada uno de los miembros del personal pertinente de los servicios de tránsito aéreo durante la secuencia de fases del suceso propiamente dicho. Quizá también sea importante examinar, conjuntamente con el Grupo de Factores humanos, la contribución de factores tales como configuración del puesto de trabajo, entorno operativo, presentación radar, presentación y controles de las instalaciones, etc.; y

c) *Después del suceso.* La función de la investigación respecto a servicios de tránsito aéreo y la información útil para la realización de la investigación quizá no se limiten a probar la historia del vuelo y del suceso. Las actividades del personal de los servicios de tránsito aéreo inmediatamente después del suceso, tales como organización de búsqueda y salvamento cuando sea pertinente, relevo de las funciones relativas a las operaciones, etc., deberían ser objeto de evaluación.

Planificación de vuelo

5.2.15 Para muchas operaciones, se prepara y presenta un plan de vuelo a las dependencias de los servicios de tránsito aéreo. Esto dará a la investigación respecto a servicios de tránsito aéreo ciertos datos específicos que requerirán un examen detallado. Además, en el caso de operaciones comerciales, la tripulación de vuelo generalmente establece, con ayuda de los oficiales de operaciones de vuelo, el plan de vuelo o cuaderno de navegación detallado que puede usarse en beneficio de la investigación. Generalmente, el explotador conserva una copia de este documento. En el caso de los sucesos relacionados con factores de navegación o de performance de la aeronave, será necesario verificar los planes de vuelo y los cuadernos de navegación y asegurar que los datos de gráficos o tablas (o programas de computadora) de los cuales se obtienen eran pertinentes a las circunstancias particulares del vuelo previsto, tales como condiciones meteorológicas, tipo y modelo de aeronave y nivel de crucero.

5.2.16 Aunque rara vez surge la cuestión con relación a vuelos comerciales que realizan un servicio planificado, a menudo será útil, y especialmente en el caso de vuelos de aeronaves ligeras realizados a petición y vuelos de instrucción, tratar de determinar las intenciones de la tripulación respecto al vuelo y a las diversas maniobras planificadas.

5.2.17 Cuando es necesario investigar la eficiencia y eficacia del proceso de planificación de vuelo, deberían considerarse los siguientes aspectos:

a) requisitos de planificación del vuelo;

b) presentación, tipo y contenido del plan de vuelo;

c) operación planificada; y

d) información operacional obtenida/proporcionada.

Instalaciones de aerovías

5.2.18 La investigación de servicios de tránsito aéreo debería abordar también, e informar, acerca de toda la información concreta relativa al estado operacional y vida útil de las instalaciones de aerovías en el período antes, durante y después del suceso. Al hacerlo, la investigación de servicios de tránsito aéreo debería determinar, registrar y verificar la exactitud de toda la información pertinente mediante el uso de una lista de verificación. Los elementos que siguen, o algunos de ellos, pueden ser pertinentes dependiendo de la condición de las instalaciones y la tecnología de las aerovías:

a) procesamiento de información aeronáutica;

b) presentaciones de información meteorológica;

c) procesamiento de datos de vigilancia;

d) procesamiento de datos de vuelo;

e) procesamiento de datos de área local y área amplia;

f) red de telecomunicaciones fijas aeronáuticas;

g) red de telecomunicaciones aeronáuticas;

h) comunicaciones de voz y enlace de datos aeromóviles tierra/aire/tierra;

i) comunicaciones de voz y enlace de datos entre dependencias y dentro de ellas;

j) instalación de vigilancia de instalaciones locales y distantes y registro de estado;

k) planificación dinámica de ruta aérea y procesamiento;

l) navegación y comunicaciones por satélite;

m) pruebas y resolución de conflicto/colisión; y

n) diagrama de las instalaciones, planos y notas del explotador.

Instalaciones, procedimientos y fraseología de comunicaciones

5.2.19 Las instalaciones de comunicaciones utilizadas por los servicios de tránsito aéreo (y estos pueden variar con las características del sector en que entran las aeronaves), son registradas o presentadas en cuadernos de escucha por los servicios interesados. Sin embargo, la investigación respecto a los servicios de tránsito aéreo no debe pasar por alto la posibilidad de obtener otras pruebas de comunicaciones provenientes de otras fuentes, tales como los registradores de datos de vuelo de la aeronave, de otras aeronaves, sea en tierra o en vuelo, y de otras estaciones terrestres civiles o militares que escuchan en las mismas frecuencias. Además, cuando corresponda, también deberían investigarse todas las comunicaciones de voz y por enlace de datos realizadas en la red de comunicaciones del explotador, incluidas las de proveedores comerciales de información de comunicaciones aeronáuticas.

5.2.20 La mayoría de los Estados proveen registradores analógicos y digitales para los centros y dependencias ATS. Los registros pueden abarcar no solo las comunicaciones orales aire-tierra y por enlace de datos, sino también comunicaciones de voz, radio, satélite y línea terrestre entre los diversos servicios o estaciones de tierra (movimiento de aeronaves e intercambios de control de coordinación, intercambio entre oficiales ATS y de meteorología, vehículos de extinción de incendios, etc.). Los registradores pueden ser “audio activados” (económicos en un medio de registro

que funciona únicamente durante la transmisión de mensajes, pero en algunos casos la cronología puede ser algo difícil de examinar debido a que las sílabas iniciales quizá resulten poco claras) o “continuos” (exigen mucho al medio de registro que funciona aun entre mensajes, pero la cronología se puede examinar fácilmente con la continuidad de tiempo que normalmente también está disponible).

5.2.21 Con uno u otro tipo, los registradores simultáneos de varias pistas permiten la entrada de señales horarias sincronizadas en cualquiera de las diversas formas (montaje con el reloj parlante proporcionado como un accesorio a la máquina registradora o para otros fines: señales horarias codificadas o en lenguaje hablado). Esto proporciona un dato de referencia cronológica exacto a medida que los registros en las diferentes pistas se sincronizan naturalmente. Los reglamentos nacionales que rigen la preservación de tales registros varían en cierto grado, el período mínimo es de unos 30 días. Sin embargo, para la investigación respecto a servicios de tránsito aéreo es conveniente asegurar lo antes posible en la investigación — preferiblemente mediante los procedimientos operacionales normalizados prescritos para cubrir la posibilidad de un suceso — que todos los registros que probablemente estén asociados con el vuelo se retiren del sistema cotidiano normal y se guarden en lugar seguro hasta recibir instrucciones. También es muy conveniente que toda transcripción de los registros pertinentes se realice bajo la supervisión de un miembro del equipo que investiga sobre servicios de tránsito aéreo (con respecto a seguridad, estos comentarios también se aplican a todos los documentos relacionados con el vuelo). Una técnica útil puede ser desarrollar una secuencia horaria de eventos de comunicaciones que tienen origen en las estaciones del servicio móvil y de tierra, incluyendo los intercambios de comunicaciones.

5.2.22 Cuando existan tales registros, estos representan una fuente de información importante para la investigación respecto a los servicios de tránsito aéreo. Por regla general, las lecturas son relativamente fáciles, pero requieren ciertas precauciones esenciales:

a) debe tenerse mucho cuidado al manipular y guardar los registros maestros (se debe tener siempre presente el riesgo de deterioro u obliteración);

b) una precaución aconsejable es hacer, cada vez que sea posible, una o más copias del registro maestro y usar estas copias para la mayoría de las lecturas cuando no sea esencial usar el registro original;

c) al reconstruir la cronología de toda la documentación, debe usarse el mismo dato de referencia en todos ellos, y la investigación respecto a servicios de tránsito aéreo será responsable, por lo tanto, de determinar el punto de referencia y establecer toda diferencia entre los tiempos mencionados o usados en los registros de diversas fuentes; y

d) será necesario sincronizar el dato de referencia cronológica de los registros de todas las comunicaciones con el de los registradores de vuelo de la aeronave.

5.2.23 Las transcripciones de las lecturas probablemente las usen personas que no han escuchado las cintas que, además, pueden venir de diferentes centros y/o dependencias de servicios de tránsito aéreo. Por consiguiente, con cada transcripción deberían presentarse ciertos datos específicos y se debería adoptar una presentación uniforme:

a) una página de introducción debería indicar el origen del registro, la o las frecuencias registradas, el período que abarca la transcripción, la razón para hacer esa transcripción, las personas responsables de la misma y dónde y cuándo se hizo (posiblemente el lugar de los registros maestros); y

b) cada página siguiente puede contener por lo menos las siguientes columnas:

1) indicaciones de tiempo;

2) estaciones que envían;

3) estaciones que reciben;

4) material en cuya lectura no hubo dificultad;

5) material dudoso o ininteligible; y

6) comentarios de la o las personas responsables de la transcripción.

5.2.24 Para facilitar la referencia, al investigador de servicios de tránsito aéreo podría resultarle útil subrayar en el texto del mensaje la o las palabras dichas en el momento de cada señal horaria.

5.2.25 La investigación respecto a servicios de tránsito aéreo también debería abordar e informar de toda la información completa relativa al estado operacional, funcionamiento y vida útil de las instalaciones de comunicaciones, incluyendo los procedimientos operacionales normalizados de comunicaciones y fraseología correspondientes al período pertinente al suceso. Tomando nota cuidadosamente de la calidad de las comunicaciones, la investigación respecto a servicios de tránsito aéreo puede hacer un análisis más a fondo de las comunicaciones para determinar otros aspectos útiles para la investigación y para enviarlo al Grupo de Operaciones. Por ejemplo, puede ser posible determinar fuentes de micrófono, fenómenos meteorológicos (lluvia, relámpagos, estática, etc.), ruido de fondo, interferencia vía análisis espectrográfico y niveles de ansiedad de determinados individuos por el cambio y/o tono de la voz. El cálculo de la visibilidad directa relativa a la aeronave y los transmisores/receptores también puede proporcionar información utilizada a distancia. Los errores en el registro cronológico o previsiones (relectura/repetición) de la tripulación de vuelo y el personal de servicios de tránsito aéreo también deberían examinarse como factores causales que contribuyeron a que ocurriera el suceso. Dependiendo de la naturaleza del suceso, algunos de los seis elementos que siguen, o todos ellos, pueden ser importantes para los aspectos de comunicación:

a) aire-tierra-aire en uso (VHF, UHF, HF, enlace de datos, etc.);

b) sitio de salida aire-tierra-aire, elevaciones, redes, diagramas de configuración y cobertura;

c) intercomunicaciones terrestres y por satélite controladas;

d) calibración del equipo ATS;

e) frecuencias y características de propagación;

f) telefonía y técnicas de micrófono;

g) procedimientos operacionales normalizados de llamada, respuesta y confirmación;

h) identificación de dependencia/servicio;

i) palabras, frases y lenguaje claros y sin ambigüedades, conformes a los procedimientos operacionales normalizados empleados en comunicaciones; y

j) errores u omisiones de relectura/repetición.

Navegación

5.2.26 Cuando son pertinentes, los aspectos de navegación de una investigación pueden ser de interés para la investigación respecto a servicios de tránsito aéreo. Las capacidades o el equipo de navegación que, según se notifica, lleva la aeronave deberían comprobarse en los registros de la aeronave. Las instalaciones de navegación pueden comprender componentes terrestres, tales como equipo NDB, VOR, DME, ILS, LORAN, sistemas de vigilancia ATS

y GNSS con base espacial y su ampliación. La investigación respecto a servicios de tránsito aéreo debería investigar también los aspectos de navegación de un suceso relacionado con una aeronave equipada con sistema mundial de determinación de la posición como medio único de navegación.

Con respecto a cada instalación terrestre de navegación aérea examinada deberían considerarse las siguientes características:

a) emplazamiento (coordenadas geográficas);

b) señal de identificación;

c) potencia de salida y suministro;

d) sistemas de vigilancia y alerta;

e) calibración del equipo y diagrama de radiación;

f) horarios de operación y mantenimiento, y su notificación (AIP, NOTAM);

g) nivel normal de funcionamiento;

h) interferencias;

i) quejas, interrupciones y fallas anteriores (tripulación, operación, etc.); y

j) declaraciones del personal pertinente, incluidas otras tripulaciones que usan estas ayudas.

5.2.27 Cuando la información de navegación se obtiene por medio del GNSS, la investigación tendrá que descansar sobre la información registrada del GNSS, tanto para el sistema de aumentación como para la constelación del sistema básico del GNSS usada para la operación. Los parámetros que han de registrarse dependen del tipo de operación, del sistema de aumentación y de los elementos básicos usados. Todos los parámetros disponibles para los usuarios dentro de un área de servicio dada deberían estar registrados en lugares representativos del área de servicio.

5.2.28 Respecto a las constelaciones básicas del GNSS, para todos los satélites del caso debería estar disponible un registro de los siguientes elementos objeto de vigilancia:

a) relación de portadora a densidad de ruido (C/N_o) del satélite observada;

b) código de pseudo distancia no procesado del satélite observado y mediciones de fase de portadora;

c) mensajes radiodifundidos de navegación por satélite, para todos los satélites del caso; y

d) información de estado del receptor de registro pertinente.

5.2.29 Respecto al SBAS, además de los elementos objeto de vigilancia del sistema básico GNSS enumerados antes, deberían registrarse para todos los satélites geoestacionarios del caso los siguientes elementos objeto de vigilancia:

a) relación de portadora a densidad de ruido (C/N_o) del satélite geoestacionario observada;

b) código de pseudodistancia no procesado del satélite geoestacionario observado y mediciones de fase de portadora;

c) mensajes radiodifundidos de datos SBAS; y

d) información de estado del receptor pertinente.

5.2.30 Respecto al GBAS, además del sistema básico GNSS y los elementos del SBAS objeto de vigilancia enumerados antes, deberían registrarse (cuando sea pertinente) los siguientes elementos objeto de vigilancia:

a) nivel de potencia del VDB;

b) información de estado del VDB; y

c) mensajes radiodifundidos de datos del GBAS.

5.2.31 Cuando haya razón para sospechar que una ayuda para la navegación puede ser un factor causal, la investigación respecto a servicios de tránsito aéreo debería solicitar, sin demora, verificaciones especiales en tierra y en vuelo. Las verificaciones normalizadas deberían prescribirlas los Estados y realizarse en ayudas para la navegación si una aeronave involucrada en un suceso de seguridad aérea las hubiera estado usando o si hubiera alguna posibilidad de que las haya estado usando.

5.2.32 Además de examinar el resultado de verificaciones especiales en tierra y en vuelo, la investigación debería estudiar los registros de verificaciones ordinarias anteriores (evaluación del sitio, puesta en servicio y verificaciones periódicas recientes).

5.2.33 Se debería señalar la importancia de las verificaciones con respecto a las posibles diferencias entre el estado del equipo en uso en el momento del suceso y el estado del equipo en el momento de la verificación en tierra o en vuelo.

Instalaciones de aeródromo

5.2.34 Cuando es pertinente en un suceso determinado, la investigación respecto a servicios de tránsito aéreo puede tener que examinar y verificar el estado de muchas instalaciones de aeródromo usadas por la aeronave involucrada en el accidente o disponibles para la misma. Entre los elementos que puede ser necesario examinar y verificar están los siguientes:

a) características de las pistas en uso;

b) características de las áreas de movimiento;

c) terreno circundante, obstáculos y características meteorológicas;

d) diagramas de aeródromo;

e) iluminación y señales de guía;

f) sistemas electrónicos de detección del movimiento en la superficie;

g) procedimientos operacionales normalizados, de contingencia y de emergencia;

h) ayudas para la navegación, visuales y electrónicas;

i) redes de comunicaciones;

j) condiciones medioambientales; y

k) registro de estado de las instalaciones.

Performance de la aeronave

5.2.35 La investigación respecto a servicios de tránsito aéreo debería determinar, registrar y verificar la precisión de toda la información pertinente a la performance real de la aeronave del suceso, en particular la performance del vuelo previsto debería compararse con la performance real lograda. Puede obtenerse información valiosa de los datos registrados, observaciones, fotografías, testigos oculares o de otros miembros del personal de los servicios de tránsito aéreo o de tripulaciones de vuelo en las cercanías.

5.2.36 La selección de los datos que se han de recoger y examinar dependerá de las circunstancias del suceso que se investiga. Sin embargo, es muy conveniente que la investigación examine el original en vez de copias de los datos registrados cada vez que sea posible. En ciertos casos, puede ser necesario que el Grupo de Operaciones examine los datos a partir de los cuales se determina la performance con el manual de vuelo, a fin de demostrar su importancia en las circunstancias particulares.

5.2.37 La investigación respecto a servicios de tránsito aéreo debería determinar, registrar y verificar la precisión de toda la información pertinente a su actividad con relación a la conformidad del vuelo. Esto podría incluir la determinación de los resultados esperados de cualquier instrucción, información o asesoramiento del control de los servicios de tránsito aéreo comparados con los resultados reales. La reconstrucción de perfiles horizontales y verticales del vuelo usando datos concretos puede ser una herramienta útil para determinar el conocimiento del oficial del servicio de tránsito aéreo y las expectativas de performance de la aeronave en el sistema del servicio de tránsito aéreo. Por ejemplo, ¿estaba la autorización dentro de la capacidad de performance de la aeronave?, o ¿fue dirigida la aeronave hacia condiciones meteorológicas o terreno peligrosos?, etc. Dependiendo de la naturaleza del suceso, pueden ser importantes todos los elementos siguientes o algunos de ellos:

a) conocimiento de la performance y limitaciones de la aeronave;

b) reconstrucción de perfiles de vuelo pertinentes;

c) validez y conformidad del plan de vuelo;

d) navegación horizontal y vertical; y

e) operaciones de emergencia en el entorno físico operacional de la aeronave.

Prácticas y procedimientos operacionales normalizados

5.2.38 Si bien no es función de un investigador respecto a servicios de tránsito aéreo comprometerse en los aspectos disciplinarios para hacer cumplir reglamentos e instrucciones, es una parte necesaria de la investigación determinar si las directivas, normas, procedimientos y prácticas operacionales aplicables se cumplieron. También deberían examinarse todos los textos pertinentes para establecer si, a la luz del suceso, eran correctos y adecuados para lograr la seguridad de las operaciones y si estaban presentados en un formato de fácil comprensión. También puede ser necesario considerar las lecciones de seguridad operacional y aspectos preventivos para recomendar un examen de las directivas, normas, procedimientos y prácticas operacionales vigentes o la elaboración de nuevos textos. Al examinar estas cuestiones es importante distinguir entre los textos que son obligatorios y los que son de asesoramiento. Las directivas, normas, procedimientos y prácticas operacionale pueden tener muchas formas diferentes. Es importante considerar y evaluar todos los aspectos de la investigación, tales como aceleramiento de la tramitación del tránsito, dinámica fuera de las aerovías o seguimiento directo, guía vectorial y maniobras de espera que pueden ser factores causales. Los elementos que se deberían examinar y verificar pueden comprender una combinación de lo siguiente:

a) legislación nacional;

b) Anexos de la OACI;

c) procedimientos de la OACI para los servicios de navegación aérea;

d) manuales de servicios de tránsito aéreo y circulares de instrucción;

e) manuales y/o instrucciones del puesto de trabajo/sector;

f) copias de toda carta de acuerdo pertinente;

g) mapa/gráfico del área de responsabilidad;

h) requisitos de coordinación con otras dependencias;

i) publicaciones de información aeronáutica;

j) normas de proximidad de aeronaves aplicables;

k) NOTAM;

l) preparación, procesamiento y presentación de información sobre el progreso del vuelo;

m) cambio de nivel y procedimientos de niveles de vuelo no normalizados; y

n) procedimientos de comunicaciones, navegación y vigilancia.

Entrevistas a testigos

5.2.39 El investigador de servicios de tránsito aéreo debería tener presente las obligaciones de cumplir las leyes del Estado en que ocurrió el suceso de seguridad aérea y que en algunos Estados puede ser responsabilidad de la policía entrevistar a testigos. Puede ser conveniente, debido a las circunstancias del suceso, formar un grupo para localizar a testigos y recoger sus declaraciones. Cuando se forma tal grupo normalmente se ocupa de entrevistas con "testigos oculares" situados en las cercanías del suceso; las entrevistas a testigos que corresponden a otros grupos, por ejemplo sobre estructuras, operaciones, generalmente las realiza un investigador de ese grupo. Recoger pruebas de testigos es una de las tareas principales del investigador; la información obtenida de este modo puede, de hecho, proveer una pista para obtener más pruebas o complementar o aclarar, o ambas cosas, las pruebas ya presentadas. La investigación respecto a servicios de tránsito aéreo no debe, sin embargo, pasar por alto la falibilidad humana y debe actuar con mucha cautela cuando analiza las declaraciones de testigos que obviamente están en conflicto con pruebas convincentes o los intentos de desviar la atención de la investigación de la prevención de accidentes y el refuerzo de la seguridad aérea.

5.2.40 Los Estados deberían determinar si deben obtenerse declaraciones escritas de todo el personal que participó en la provisión de servicios de tránsito aéreo para la aeronave involucrada en el suceso. La investigación respecto a servicios de tránsito aéreo debería considerar los beneficios derivados de una reconstrucción del suceso y la exposición completa (revisión estructurada) de los hechos alrededor del suceso, incluida la participación de cualquier otra instalación de servicios de tránsito aéreo. Es importante reproducir los registros adicionales para ayudar a orientarse en las circunstancias del suceso en tiempo real. En estos primeros pasos de la investigación, el investigador debe asimilar el conocimiento que el personal de los diversos servicios de tránsito aéreo tiene de las circunstancias y hechos relacionados con el suceso, de manera que la investigación se pueda planificar eficazmente. Entonces, sería pertinente que la investigación estableciera un calendario y la lista del personal que se debe entrevistar y preparara una instalación apropiada para las entrevistas.

Reconstrucción del vuelo

5.2.41 Los sistemas de vigilancia ATS y/o datos sintéticos constituyen información vital para reconstruir el progreso de la aeronave pertinente y presentar perfiles de navegación horizontal y vertical para su análisis. Esto puede requerir también el análisis de otras aeronaves que no están directamente involucradas en el suceso.

5.2.42 Los Estados han desarrollado varios sistemas de registro y repetición. Estos sistemas varían desde los que consisten en formación de secuencias (*time-lapse*), una imagen por barrido de los puntos que representan la aeronave desplazándose en pantallas, hasta tecnología digital electrónica que registra parámetros definidos en formatos binarios. Los datos generalmente se conservan durante por lo menos un mes y se vuelven a ejecutar únicamente en caso de un accidente.

5.2.43 La reconstrucción de la etapa pertinente del vuelo, es decir, la fase del suceso, requiere una coordinación estrecha entre muchas áreas de investigación, pero puede importar también al Grupo de Operaciones. La intención debería ser construir un cuadro completo de los eventos finales a medida que ocurrieron, en la secuencia correcta, y evaluar la relación entre los mismos. El período que ha de cubrir dependerá de las circunstancias; en términos generales debería comenzar en una etapa en que el vuelo sale de los parámetros operacionales normales y puede terminar en el momento del suceso o en uno subsiguiente que es significativo para la investigación. Cuando se desea sincronizar programas de presentación y audio, el punto de partida debe estar claramente definido. Esta información también puede formar un enlace esencial con la información obtenida por otros grupos de investigación y proporcionará la base para la reconstrucción cuando se combine con los registros disponibles de todas las actividades conexas, en tierra y a bordo de la aeronave.

5.2.44 Dependiendo de la naturaleza del suceso, pueden ser pertinentes algunos de los elementos siguientes o todos ellos:

a) norma de separación;

b) derrota relativa;

c) proximidad horizontal y vertical;

d) servicios de vigilancia disponibles/proporcionados;

e) maniobras evasivas;

f) condiciones de vuelo;

g) sistemas anticolisión disponibles; y

h) evaluación de proximidad de aeronaves.

Secuencia del vuelo

5.2.45 La reconstrucción de datos del sistema de vigilancia ATS puede revelar elementos importantes en la investigación de operaciones relacionadas con otras áreas de investigación del suceso. Puede ocurrir también que las características particulares del suceso exijan no solo la reconstrucción de ese vuelo, sino también la de vuelos anteriores.

5.2.46 Aunque la investigación tendrá que consagrar particular atención a la fase en que ocurrió el suceso, generalmente será deseable evaluar el desarrollo de toda la secuencia del vuelo. Las reconstrucciones de presentaciones también pueden ayudar a investigar sucesos tales como cuasicolisiones en vuelo y proporcionar datos para demostrar la proximidad de aeronaves. La investigación relativa a servicios de tránsito aéreo debería tener conocimiento de posibles anomalías en el soporte lógico y la presentación, tales como:

a) intercambio de puntos radar;

b) intercambio de bloques de datos;

c) intercambio de pista radar de la aeronave con la de otras aeronaves y/o objetivos falsos;

d) bloques de datos incorrectos;

e) acumulación de datos en la pantalla;

f) bloques de datos que se separan de los objetivos asignados; y

g) símbolos de objetivos desplazados.

5.2.47 Dependiendo de la naturaleza del suceso, pueden ser pertinentes algunos de los elementos siguientes o todos ellos:

a) instalaciones de las presentaciones;

b) símbolos;

c) bloques de datos, líneas guía y orientación;

d) reglajes;

e) notas de presentación del operador;

f) procedimientos de identificación de aeronaves;

g) entradas del sensor;

h) correlación de presentaciones;

i) diagramas de cobertura;

j) cartas de margen vertical sobre el terreno;

k) código SSR;

l) número de pista de presentación del sistema;

m) alertas y alarmas del sistema; y

n) punto de proximidad máxima.

Reconstrucción del perfil de vuelo

5.2.48 En casos tales como violaciones de proximidad de aeronaves, colisiones en vuelo e impacto contra el suelo, la investigación respecto al servicio de tránsito aéreo debería establecer, registrar y verificar los perfiles de vuelo horizontal y vertical reales de la aeronave en cuestión. La reconstrucción se limitará a la información obtenida de todas las fuentes de datos registrados, obtenidos por los servicios de tránsito aéreo o registrados en los sistemas de a bordo cuando estén disponibles. La reconstrucción debería verificarse con las declaraciones de testigos.

5.2.49 La selección de los datos y la disponibilidad de los mismos dependerá de las circunstancias particulares del suceso investigado. Sin embargo, es muy conveniente que la investigación examine los originales en vez de las copias de los datos registrados siempre que sea posible. En ciertos casos, puede ser necesario que el Grupo de Operaciones examine y obtenga datos de performance de la aeronave a fin de determinar y comparar la reconstrucción del perfil de la trayectoria de vuelo con los datos del fabricante y su pertinencia en las circunstancias del caso.

5.2.50 La investigación respecto a los servicios de tránsito aéreo debería establecer, registrar y verificar la precisión de toda la información pertinente en cuanto a la conformidad del vuelo en los planos horizontal y vertical. La reconstrucción puede incluir la determinación de los resultados reales y esperados que se originan en una instrucción, información o asesoramiento del control de servicios de tránsito aéreo dirigido a la aeronave del suceso. La reconstrucción de los perfiles de vuelo horizontal y vertical que incluyen una referencia horaria y de lugares geográficos obtenida de datos verificados puede ser una herramienta muy útil para la investigación respecto a servicios de tránsito aéreo para desarrollar el progreso de la aeronave a través del sistema de servicios de tránsito aéreo.

5.2.51 Dependiendo de la naturaleza del suceso, algunos o todos los elementos que siguen pueden ser pertinentes para la reconstrucción de los perfiles de vuelo y las variaciones entre el perfil de vuelo real y el planificado:

a) trayectoria horizontal y desviaciones;

b) trayectoria vertical, desviaciones y salidas de nivel de vuelo;

c) velocidad vertical de ascenso/descenso;

d) velocidad (es) respecto al suelo;

e) intervalos de tiempo estimados/reales; y

f) puntos de recorrido y canevá.

Deberes y funciones ATS

5.2.52 La investigación respecto a servicios de tránsito aéreo debería establecer, registrar y verificar toda la documentación relativa a órdenes y/o instrucciones locales que prescriben los deberes y funciones de todos los servicios de tránsito aéreo que desempeñan tareas directa o indirectamente involucradas en el suceso. La investigación debería considerar también la eficacia de la documentación mencionada antes y los aspectos de normalización para asegurar que la comunicación de la información pertinente al personal de la aeronave en cuestión y a otros servicios de tránsito aéreo pertinentes se llevó a cabo sin demora y de conformidad con los procedimientos operacionales normalizados prescritos.

5.2.53 Dependiendo de la naturaleza del suceso, algunos de los elementos que siguen o todos ellos están relacionados con cada oficial o puesto de trabajo de los servicios de tránsito aéreo ligado al suceso:

a) deberes y funciones;

b) área de responsabilidad;

c) responsabilidades de gestión de tránsito aéreo; y

d) responsabilidades de coordinación.

Métodos de trabajo y dotación

5.2.54 Debido a las circunstancias relacionadas con el suceso, puede ser conveniente para la investigación respecto a los servicios de tránsito aéreo examinar los métodos de trabajo reales y la situación de la dotación en el período alrededor del suceso. Cuando se disponga de documentación, esta debería recogerse y verificarse. Dicha documentación debería tener el apoyo de declaraciones del personal pertinente cuando corresponda a las circunstancias del suceso.

5.2.55 Los métodos de trabajo pertinentes y las cuestiones de dotación con respecto al suceso deberían examinarse con miras a determinar si:

a) los reglamentos y procedimientos operacionales normalizados aplicables eran satisfactorios y fueron observados;

b) existían diferencias entre la carga de trabajo y los recursos humanos; y

c) se usó efectivamente toda la información conocida y pertinente.

5.2.56 Dependiendo de la naturaleza del suceso, pueden ser pertinentes algunos de los elementos siguientes o todos ellos:

a) métodos de trabajo prescritos;

b) necesidades de dotación reales y obligatorias;

c) cualificaciones/requisitos de otorgamiento de licencias y dotación;

d) cualificación/requisitos recientes y evaluación; y

e) instrucción inicial y continuación.

Puestos de trabajo

5.2.57 Tanto como investigar el entorno operacional de la aeronave, es esencial que la investigación respecto a servicios de tránsito aéreo se extienda a los puestos de trabajo pertinentes del servicio móvil aeronáutico y los relacionados con los mismos. Será necesario investigar no solo la eficiencia y eficacia de las transacciones detalladas del evento en los servicios de tránsito aéreo y la reconstrucción detallada del evento a fin de proporcionar pruebas para verificar el progreso del vuelo, sino también los aspectos de interfaz hombre-máquina del sistema como un todo. Al hacerlo, es importante definir claramente los puntos de comienzo y fin de la investigación del suceso real.

5.2.58 La investigación respecto a los servicios de tránsito aéreo debería demostrar la configuración de operaciones y aspectos ergonómicos del puesto de trabajo usado además de las presentaciones de información operacional y conciencia de la situación. La recopilación, compilación y verificación de todo los elementos pertinentes, tales como presentaciones radar, mapas y diagramas, equipo físico, sistemas de soporte lógico, presentación y controles de las instalaciones son elementos esenciales en los escenarios de reconstrucción.

5.2.59 Es importante examinar críticamente los sistemas y subsistemas del puesto de trabajo para determinar si son adecuados con relación al suceso particular y a los posibles efectos de otros eventos futuros similares. También puede ser pertinente considerar la importancia de iluminación adecuada, carga de trabajo y distracciones cerca del puesto de trabajo. Debería examinarse la congruencia de la documentación en poder del personal de los servicios de tránsito aéreo y la tripulación de vuelo, por ejemplo, mapas y diagramas. Estos aspectos deberían incluir una evaluación de las cuestiones que podrían remitirse al Grupo de Factores humanos.

5.2.60 Dependiendo de la naturaleza del suceso, pueden ser pertinentes algunos de los elementos siguientes o todos ellos:

a) presentación de mapas y diagramas;

b) presentación de la situación en vuelo y presentación radar;

c) presentación de información operacional;

d) ergonomía del puesto de trabajo;

e) modificaciones del puesto de trabajo, estado de funcionamiento, configuración de los sistemas activos y estado operacional;

f) configuración de los sistemas de comunicaciones y estado operacional; y

g) instalaciones de auriculares y micrófono.

Secuencia de tramitación del tránsito — Táctica y estratégica

5.2.61 La investigación de todos los hechos pertinentes a la secuencia de la tramitación táctica y estratégica del tránsito por los servicios de tránsito aéreo debería considerarse un elemento esencial en la reconstrucción de la historia del vuelo.

5.2.62 La información obtenida, tal como excursiones horizontales y/verticales no autorizadas y violaciones también pueden ser importantes para operaciones específicas o investigaciones respecto a factores humanos. Debido a que estos aspectos a menudo están estrechamente relacionados, la recolección, compilación y evaluación cuidadosas de los hechos pertinentes son necesarias para lograr el mejor uso posible de la información recogida. La secuencia de tramitación táctica normalmente estará registrada en algunos medios y verificada mediante un análisis cuidadoso de los datos y declaraciones del personal. La secuencia y planificación de tramitación estratégica puede ser una tarea más difícil y puede requerir técnicas de entrevistas a fondo más selectivas para determinar la tramitación del tránsito previsto y las expectativas en cuanto a los resultados.

5.2.63 Dependiendo de la naturaleza del suceso, pueden ser pertinentes para determinar los efectos y resultados de la tramitación táctica (de corto plazo/inmediata) y estratégica (largo plazo/más tarde) algunos de los elementos siguientes o todos ellos:

a) aproximaciones y salidas en el espacio aéreo terminal;

b) espacio aéreo en ruta;

c) espera y desviaciones;

d) flujo de tránsito, control de velocidad y asignaciones de nivel;

e) trayectorias de vuelo en y fuera de aerovías;

f) gestión de la información del tránsito aéreo; y

g) secuenciación y prioridades del tránsito aéreo.

Disposición del tránsito

5.2.64 La investigación respecto a servicios de tránsito aéreo debería tratar de establecer y reconstruir la disposición del tránsito real para un período definido anterior al suceso y en el momento del suceso. Los datos registrados de la presentación radar normalmente proporcionarán toda la información esencial para permitir la reconstrucción de la disposición horizontal y vertical del tránsito para el análisis. Es igualmente importante que la investigación respecto a servicios de tránsito aéreo no solo reconstruya la disposición del tránsito real sino también que se le dé al personal de los servicios de tránsito aéreo la oportunidad de presentar sus opiniones y/o la estimación de la situación. Por ejemplo, a una aeronave se le puede haber asignado sin intención un rumbo diferente al previsto por la persona del servicio de tránsito aéreo con jurisdicción respecto a la aeronave.

5.2.65 Dependiendo de la naturaleza del suceso, pueden ser pertinentes para la reconstrucción de la disposición del tránsito y las posibles variaciones de las trayectorias de vuelo reales y previstas para cada aeronave algunos de los elementos siguientes o todos ellos:

a) jurisdicción del espacio aéreo;

b) rutas ATS y puntos de recorrido;

c) distancia franqueable;

d) azimut;

e) nivel;

f) derrota;

g) circuito de espera;

h) efectos meteorológicos; y

i) mínimas de separación vertical y horizontal.

Coordinación del flujo de información y mensajes para movimientos de aeronaves

5.2.66 La provisión de gestión del tránsito aéreo segura, ordenada y rápida depende totalmente del intercambio del flujo de información oportuna y precisa, la coordinación y la distribución de mensajes sobre movimientos de aeronaves en todo el sistema de servicios de tránsito aéreo. Este proceso es tan importante como la información y las instrucciones proporcionadas a la tripulación de vuelo y constituye un elemento esencial de toda investigación respecto a los servicios de tránsito aéreo. Esto requiere:

a) una cabal comprensión de las responsabilidades mutuas;

b) aplicación cuidadosa;

c) instrucción integral; y

d) comunicaciones sin ambigüedades.

5.2.67 A fin de recoger esta información, la investigación puede tener que obtener varias declaraciones del personal pertinente y usar ampliamente los datos registrados de los servicios de tránsito aéreo. La medida en que cualquier elemento de la información mencionada será necesario dependerá de la naturaleza particular del suceso que se investiga. Dependiendo de la naturaleza del suceso, algunos de los elementos indicados más adelante pueden ser pertinentes para determinar el flujo de información, la coordinación y la distribución de mensajes de movimientos de aeronaves hacia, desde o entre el personal de las dependencias de servicios de tránsito aéreo situados juntos o distantes:

a) responsabilidades de la dependencia;

b) comunicaciones entre dependencias;

c) comunicaciones internas de las dependencias;

d) distribución de mensajes sobre movimiento y control de aeronaves;

e) gestión del cambio de frecuencia;

f) fraseología;

g) errores y omisiones de relectura/repetición; y

h) datos y notaciones de presentación radar.

Conciencia de la situación

5.2.68 Numerosas presentaciones de aeronaves y operacionales, cuando se combinan con comunicaciones e instalaciones efectivas y eficientes, proporcionan al personal de los servicios de tránsito aéreo las indicaciones para concebir e impartir instrucciones esenciales e información a las aeronaves. En algunas situaciones, la aeronave mantiene trayectorias de vuelo predefinidas en aerovías publicadas y, en otros, la aeronave puede estar en la trayectoria que prefiere el usuario (4-D). En la práctica, cualquier dependencia de los servicios de tránsito aéreo puede tener jurisdicción sobre diversas aeronaves que se desplazan en cuatro dimensiones. La comprensión de la conciencia de la situación forma parte integral de la investigación respecto a servicios de tránsito aéreo. La información obtenida, tal como diferencias reales o percibidas en la conciencia del personal de servicios de tránsito aéreo respecto a disposición y distancia, también puede ser importante para operaciones específicas e investigaciones sobre factores humanos. Muchos de estos aspectos a menudo están estrechamente relacionados y se necesita recopilación, compilación y análisis cuidadosos de la información.

5.2.69 Dependiendo de la naturaleza del suceso, pueden ser pertinentes algunos de los elementos siguientes o todos ellos:

a) disposición del tránsito activo y pendiente;

b) presentación radar;

c) comunicaciones;

d) control de la instalación y configuración de la presentación;

e) performance de la aeronave;

f) situación meteorológica real y prevista;

g) configuración operacional del espacio aéreo, instrucciones y limitaciones; y

h) terreno y otras dificultades.

Técnicas de aseguramiento de la separación

5.2.70 Las técnicas, los procedimientos y las prácticas efectivas, tácticas y estratégicas de gestión del tránsito aéreo son elementos esenciales para la implantación de técnicas de aseguramiento de la separación en el sistema de servicios de tránsito aéreo. El aseguramiento de la separación como algo distinto de lograr la separación es importante en cualquier investigación respecto a servicios de tránsito aéreo en la que las normas de proximidad prescritas han sido violadas debido a fallas humanas o del sistema. Hay muchas situaciones en que normas de proximidad de las aeronaves podrían ser violadas aun cuando todas las aeronaves cumplan con las instrucciones o la información recibida. Por ejemplo, dos aeronaves que operan en el mismo nivel correcto pueden converger en el mismo punto de recorrido a la misma hora prevista. Sin embargo, generalmente se deja como cuestión de sincronización para que las dependencias de servicios de tránsito aéreo reconozcan, respondan y rectifiquen los posibles sucesos de proximidad de aeronaves antes de violar una norma prescrita. La investigación respecto a servicios de tránsito aéreo debería establecer si existía aseguramiento de la separación requerida y si se hubiera podido mantener en caso de falla de uno o múltiples componentes del sistema de servicios de tránsito aéreo, tales como instalaciones de comunicaciones o vigilancia.

5.2.71 Dependiendo de la naturaleza del suceso, para determinar la planificación e implantación continua y efectiva de las técnicas de aseguramiento de la separación pueden ser pertinentes algunos de los elementos que siguen o todos ellos:

a) procedimiento seleccionado para la separación vertical y horizontal;

b) procesamiento táctico y estratégico del tránsito que incluye procedimientos para la adaptación de aeronaves no aprobadas en el espacio aéreo RVSM;

c) aerovías e instalaciones de comunicaciones disponibles;

d) sistemas de alerta de conflicto;

e) ejecución oportuna;

f) observación y vigilancia del tránsito; y

g) reevaluación de resultados.

Carga de trabajo y distracciones

5.2.72 La carga de trabajo se refiere a las tareas realizadas por el personal de servicios de tránsito aéreo con relación a un conjunto dado de condiciones, entorno y complejidad del tránsito aéreo. En el proceso de evaluación, esto es más subjetivo que objetivo y normalmente la persona involucrada está en el mejor lugar para evaluar la carga de trabajo y toda otra distracción que pueda haber contribuido a un suceso de seguridad aérea. Por ejemplo, cuando todo el tránsito aéreo se tramita de una manera segura, ordenada y rápida y no hay situaciones anormales o de emergencia,

un individuo puede evaluar la carga de trabajo como ligera. Sin embargo, si el nivel de tránsito se redujera a la mitad y la complejidad o las operaciones anormales aumentaran, el mismo individuo podría entonces evaluar la carga de trabajo como modelada o elevada. En raras ocasiones la carga de trabajo puede exceder la capacidad del sistema y del oficial de los servicios de tránsito aéreo para hacer frente a la misma, y resultar en un suceso grave de seguridad aérea.

5.2.73 Las distracciones en la proximidad del puesto de trabajo también pueden contribuir a un aumento de la carga de trabajo desconocido para la persona. Por ejemplo, los elevados niveles de ruido pueden hacer que la persona que está en el puesto de trabajo tenga que pedir que se repitan intercambios de comunicaciones lo que reduce el tiempo para el procesamiento de la información. Del mismo modo, las instalaciones y comunicaciones deficientes pueden hacer difícil obtener la respuesta o un informe necesario. La evaluación objetiva de la carga de trabajo real y toda distracción pertinente al suceso forma parte integral de la investigación respecto a servicios de tránsito aéreo y también puede ser pertinente para las investigaciones respecto a operaciones y factores humanos.

5.2.74 Dependiendo de la naturaleza del suceso, pueden ser pertinentes a la determinación de la carga de trabajo algunos de los elementos siguientes o todos ellos:

a) comunicaciones no interrumpidas;

b) coordinación oportuna;

c) dimensiones del espacio aéreo y configuración;

d) combinación de tipos de aeronaves;

e) performance de aeronaves;

f) actividad operacional y no operacional en la proximidad del puesto de trabajo;

g) complejidad de la tarea;

h) fatiga;

i) estado de las instalaciones;

j) tiempo de espera y de procesamiento de la información;

k) reconocimiento de saturación de tareas;

l) técnicas de reducción de tareas; y

m) alarmas del sistema y procesamiento de mensajes en fila de espera.

Detección de conflictos y red de seguridad

5.2.75 El sistema de servicios de tránsito aéreo tiene muchas defensas incorporadas que forman una red de seguridad para protegerlo de errores humanos o del sistema. Estas defensas incluyen requisitos de releer instrucciones específicas, notificación de posición respecto a los puntos de recorrido y publicación, estructuras de ruta ATS unidireccional, niveles normalizados, procedimientos de salida y llegada por instrumentos normalizados y sistemas de alerta de conflicto de a bordo y terrestre. Estas defensas están destinadas a asegurar que el potencial de conflictos de tránsito resultantes de errores u omisiones de la tripulación de vuelo o del personal de los servicios de tránsito aéreo se minimicen. Sin embargo, en muchos casos la mayoría de las defensas de detección de conflictos e integridad de la red de seguridad dependen de la conciencia táctica y estratégica de la situación por parte de individuos, es decir,

conciencia de la “perspectiva general”. Las violaciones de proximidad de aeronaves son el resultado de fallas para detectar conflictos o fallas de la integridad de la red de seguridad. En la mayoría de los casos, las diversas capas de defensas de la red de seguridad actúan para proteger el sistema de servicios de tránsito aéreo y a los participantes. Por ejemplo, en caso de que se dirija una autorización incorrecta a una aeronave, la tripulación de vuelo puede reconocer e informar que las instrucciones no son aplicables o el personal de los servicios de tránsito aéreo puede detectar el error de omisión al revisar o actualizar la presentación radar. Cuando el quebrantamiento de las defensas del sistema resulta en una violación de proximidad de aeronaves, o colisión, normalmente hay una secuencia de factores causales en el suceso. Compete a la investigación respecto a servicios de tránsito aéreo establecer, registrar y verificar los factores causales y formular medidas de seguridad aérea apropiadas. La información pertinente para determinar la forma en que se detectó el conflicto y las características de la red de seguridad requieren una lista de verificación. Dependiendo de la naturaleza del suceso, pueden ser pertinentes algunos de los elementos que siguen o todos ellos:

a) conciencia de la situación;

b) plan táctico y estratégico;

c) presentación radar;

d) comunicaciones;

e) flujo de información; y

f) sistemas de alerta de conflicto y anticolisión.

Investigación de prácticas de gestión del espacio aéreo

5.2.76 En accidentes en los que la aeronave estuvo involucrada en, por ejemplo, una colisión en vuelo, un impacto con el terreno, o un accidente durante el ascenso inicial o la aproximación, los investigadores deberían evaluar la forma en que se realiza la gestión del espacio aéreo en esa área. En el caso de condiciones meteorológicas de vuelo por instrumentos o en el espacio aéreo reservado para aeronaves que operan según reglas de vuelo por instrumentos, la conformidad respecto al diseño del espacio aéreo nacional y la autorización es esencial para comprender las circunstancias que rodean el accidente. En esta materia, muchos problemas están relacionados con servicios de tránsito aéreo. Sin embargo, los investigadores deberían tener conocimiento de los aspectos que siguen, tanto desde una perspectiva ATS como de explotador de aeronaves.

5.2.77 En casi todas las ocasiones, será necesario que la investigación de servicios de tránsito aéreo establezca y verifique toda la documentación, órdenes y/o instrucciones locales pertinentes a los procedimientos operacionales normalizados para la gestión del espacio aéreo. La investigación debería considerar la eficacia de la documentación mencionada y los aspectos de normalización para asegurar que las prácticas de gestión del espacio aéreo aplicables y pertinentes al entorno del espacio aéreo de la aeronave en cuestión y toda otra autoridad pertinente de servicios de tránsito aéreo eran aplicables y se aplicaron correcta y oportunamente. En particular, la investigación debería abordar el estado del espacio aéreo y cualquier condición, regla o procedimiento especial en vigor en la época del suceso, p. ej., espacio aéreo controlado, no controlado, aplicación de RVSM y espacio aéreo inactivo.

5.2.78 Dependiendo de la naturaleza del suceso, pueden ser pertinentes respecto a cuestiones de gestión del espacio aéreo algunos de los siguientes elementos o todos ellos:

a) establecimiento del espacio aéreo y condición jurídica;

b) autoridad que administra y controla;

c) límites del espacio aéreo controlado y no controlado;

d) provisión de servicios de tránsito aéreo;

e) espacio aéreo de uso especial, prohibido, restringido y zonas peligrosas;

f) requisitos de coordinación;

g) autorizaciones para aerovías, autorizaciones en bloque y reservas de espacio aéreo;

h) prioridades de tránsito;

i) actividades militares;

j) planes de contingencia nacionales; y

k) límites del espacio aéreo RVSM y áreas de transición.

En ruta

5.2.79 Durante el crucero, generalmente se le asigna a la aeronave una altitud, sea por el ATS o determinada por adhesión a reglas específicas. Las aeronaves que operan según reglas de vuelo visual, por ejemplo, durante el crucero deben volar a una altitud específica (impar o aun 1000 más 500 ft si vuelan por debajo de FL290) dependiendo del rumbo. Según las reglas de vuelo por instrumentos, el ATS asigna una altitud específica conforme al margen establecido por el Estado respecto a obstáculos y otras aeronaves. La transición de un Estado o FIR o porción del espacio aéreo a otro puede resultar en un cambio en el diseño del espacio aéreo en ruta y esto debería evaluarse y compararse con las acciones de la tripulación.

Procedimientos de terminal

5.2.80 Los procedimientos de terminal se basan en dos factores: capacidad de performance de la aeronave y del equipo, tanto en tierra como en la aeronave. Cuando a una tripulación de vuelo se le asigna un procedimiento, el controlador supone que la aeronave tiene la capacidad de realizar el procedimiento y el equipo apropiado para el procedimiento asignado. Esto a menudo se comunica en el plan de vuelo, pero es responsabilidad de la tripulación de vuelo aceptar el procedimiento con conocimiento de estos factores. Por ejemplo, puede ser físicamente posible para una tripulación realizar una aproximación de radiofaro no direccional (NDB) que requiere dos receptores de radiogoniómetro automático (ADF) con solamente un receptor instalado. Sin embargo, sin el equipo designado, la capacidad de la tripulación para asegurar el margen vertical sobre el terreno puede quedar a un lado. Esto puede ser muy cierto a medida que los sistemas del sistema mundial de determinación de la posición (GPS) es más común. Es relativamente simple para un piloto que usa GPS seguir una derrota de vuelo descrita en una aproximación para la cual la aeronave no tiene el equipo apropiado, pero el margen vertical sobre el terreno y la proximidad respecto a otras aeronaves no se puede describir. Las aproximaciones GPS deben estar certificadas por el Estado, como cualquier otro procedimiento.

Ascenso

5.2.81 Durante el ascenso a la altitud designada, pueden ser obligatorios un margen de franqueamiento de obstáculos y una pendiente ascensional específicos. La disponibilidad de datos publicados respecto a los procedimientos es fundamental para que la tripulación comprenda las restricciones que pueden reducir estos márgenes. Los requisitos de diseño deberían evaluarse según la ruta de vuelo, la salida normalizada o los vectores proporcionados por los controladores.

Aproximación y aterrizaje

5.2.82 Al igual que el ascenso, los procedimientos de llegada obedecen a criterios de diseño específicos. Una pista designada puede tener varias aproximaciones disponibles. Un procedimiento de llegada designado para establecer una afluencia de tránsito puede ser asignado para asegurar el margen vertical sobre el terreno y la separación del tránsito. La desviación de la ruta de vuelo, la velocidad aerodinámica o la altitud pueden someter a una aeronave a peligros no descritos en el procedimiento publicado.

5.2.83 Si una aeronave estaba intentando una aproximación publicada cuando ocurrió el accidente, los investigadores deberían tratar de examinar el diagrama real de la planilla de aproximación usado por la tripulación, dado que existen varias fuentes de aproximaciones publicadas disponibles. Las aproximaciones publicadas generalmente las diseña primero el organismo del Estado responsable de esta medida. Los diagramas de aproximación disponibles en el comercio utilizan estos como modelos, pero normalmente no se llevan a cabo otros ensayos en vuelo. El vendedor comercial puede agregar datos a la planilla de aproximación o cambiar la forma en que está descrita.

Procedimientos no normalizados

5.2.84 a) *Atenuación del ruido.* Muchos aeropuertos han sido invadidos por la población en tal medida que la administración del aeropuerto se ha visto en la necesidad de establecer procedimientos extraordinarios a fin de ascender o llegar con el mínimo ruido posible hasta la población local. Este procedimiento normalmente requiere que la tripulación, una vez que está segura a bordo, ascienda abruptamente a fin de estar por encima de una altitud preestablecida cuando sale de los límites del aeropuerto. Del mismo modo, puede ser necesaria una aproximación con una pendiente más pronunciada que lo normal. Otros requieren un viraje, aun a baja altitud, para volar sobre áreas menos sensibles al ruido. Si bien estos procedimientos tienen sentido en el mundo de las operaciones normales, una aeronave que está en una emergencia puede encontrarse peligrosamente cerca de sus márgenes de seguridad operacional. Cuando el procedimiento llega a ser “normalizado” para una tripulación que opera desde la localidad repetidamente, la tripulación puede continuar ejecutando el procedimiento mientras enfrenta un problema sin considerar el efecto de la emergencia sobre el procedimiento. Esta es una función de conciencia y de atención que se examina en el marco de factores humanos, en el Capítulo 16. Por ejemplo, la tripulación de una aeronave que sufre una falla del motor después del despegue puede hacer frente a la falla del motor mientras sigue llevando la aeronave morro arriba, o encabritamiento, para seguir un procedimiento de despegue normal para atenuación de ruido.

b) *Cambios de rumbo/autorización.* Durante el vuelo de una aproximación o salida publicada, no es raro que un controlador ATS asigne a una aeronave un vector fuera de la ruta normal. Si el accidente ocurrió durante este período, deberían evaluarse las comunicaciones. Se han documentado accidentes en que la aeronave chocó con el terreno o con obstáculos debido a que el piloto se fundaba en el controlador ATS para mantener la separación con el terreno, los obstáculos y el tránsito.

5.3 INSTALACIONES DE AERÓDROMO

Generalidades

5.3.1 Cuando un accidente ocurre a la salida o la llegada o dentro de los confines de un aeródromo, el investigador tiene que evaluar las instalaciones respecto a su contribución en la secuencia del accidente. Los criterios establecidos en el Anexo 14 de la OACI y la legislación del Estado están dirigidos a hacer que estas instalaciones sean

lo más seguras posible para las operaciones de aeronaves. Las desviaciones de las normas establecidas deben ser evaluadas a la luz del accidente. Sin embargo, los investigadores deberían continuar evaluando las normas propiamente dichas en caso de que presenten algún riesgo inaceptable para las aeronaves o sus ocupantes.

5.3.2 Debido a la continua evolución de las normas relativas a los aeródromos, no siempre es factible para todos los aeropuertos cumplir todos los criterios. En algunos casos, las desviaciones de las normas son necesarias para continuar la explotación. Los investigadores deberían estar conscientes de toda desviación respecto a las normas, y del estado del aeropuerto a la luz de las normas vigentes. Cuando no se han corregido peligros permanentes, o cuando se han adoptado decisiones para no cumplir con una norma específica, el investigador debe evaluar si las condiciones son adecuadas.

5.3.3 Según las circunstancias, el investigador quizá tenga que examinar y verificar la condición y el estado de muchas instalaciones de aeródromo usadas por la aeronave involucrada en el accidente o disponibles para la misma (véase el Anexo 14).

Pistas

Pistas en uso

5.3.4 Cuando el despegue o el aterrizaje está directamente involucrado en la secuencia del accidente, el investigador debería evaluar los elementos que siguen y su posible contribución en la secuencia del accidente:

a) dimensiones (longitud y anchura) de pistas, zonas de parada, zonas libres de obstáculos, franjas de pista, áreas de seguridad de extremo de pista (RESA), áreas y márgenes de deceleración;

b) lugar del umbral en el momento del accidente;

   1) esto debería abordar el uso intencional de menos de la pista completa disponible; y

   2) ¿está la posición visible desde la torre (ángulos muertos)?

c) señales de pista, incluidas las señales de eje de pista, franja lateral y zona de toma de contacto. También debería examinar las señales designadoras de pista, de umbral, de distancia fija y de punto de espera en rodaje. Se debería tomar nota también de señales especiales tales como de aterrizaje y espera antes de la intersección, líneas de entrada a calle de rodaje en ángulo agudo, señales de desplazamiento y/o cambio de emplazamiento de pista y toda señal especial para usarla en operaciones durante condiciones de escasa visibilidad, p. ej., sistema de guía y control del movimiento en la superficie (SMGCS);

d) letreros de pista, incluidos los de punto de espera, área crítica ILS, distancia remanente y destino, según corresponda;

e) iluminación;

   1) aproximación (tipo, dimensiones, color, intensidad);

   2) VASI, PAPI y PLASI (verificar alineación);

   3) borde, umbral y fin de pista (color, intensidad y número y emplazamiento de instalaciones fijas fuera de servicio);

4) eje de pista y eje de calle de rodaje en ángulo agudo (color, intensidad y número y emplazamiento de instalaciones fijas fuera de servicio);

5) zona de toma de contacto en la pista, iluminación y emplazamiento de balizas de distancia remanente, iluminación de aterrizaje y espera antes de la intersección; y

6) entorno de pista y contraste de iluminación de fondo que incluye distracciones de iluminación tales como luces láser o eventos especiales;

f) elevaciones en la pista y/o fin de pista, y pendientes;

g) tipo y descripciones de superficies, hormigón, asfalto, patrón de fricción poroso, grava, etc. Describir también mediciones, profundidades y condiciones de tratamientos de textura para disminuir los efectos de hidroplaneo, tales como ranuras y tratamientos de rozamiento en la pista;

h) estado de la superficie de la pista — describir niveles, texturas y dimensiones de contaminantes;

1) tipo de superficie;

2) estado (seco, mojado, hielo, nieve, nieve fundente, etc.);

3) acumulación excesiva de caucho;

4) presencia de objetos extraños [posibilidad de daños causados por objetos extraños (FOD)]; y

5) evaluar la frecuencia y conveniencia de horarios de barrido de pistas;

i) textura y coeficiente de medición de rozamiento, realizar mediciones de textura del pavimento y evaluaciones de coeficiente de rozamiento de conformidad con el *Manual de servicios de aeropuertos*, Parte 2, según corresponda, utilizando equipo aprobado de medición de rozamiento continuo (CFME);

j) resistencia de la pista;

k) sistema de detención de aeronaves (presencia de equipo militar en aeródromos civiles y efecto del contacto con dicho equipo);

l) obstáculos, peligros de construcción y frangibilidad. Describir objetos salientes y/o surcos, franjas, hoyos o depresiones en o cerca de áreas de seguridad operacional y determinar el grado de frangibilidad de equipo o señales cercanos a la pista. Examen cuidadoso de bases de apoyo de objetos frangibles con respecto a la erosión que puede hacer que la base sea más peligrosa que el equipo montado sobre la misma;

m) obras en progreso (NOTAM o ATIS aplicable); y

n) riesgos provenientes de la fauna silvestre — historia y descripción de programas de aeródromo para reducir las incursiones de la fauna silvestre con aeronaves. Revisar los NOTAM o ATIS pertinentes, si los hubiera.

Pistas alternativas

5.3.5 Los investigadores deberían evaluar todas las pistas disponibles a la luz del estado de las aeronaves y la naturaleza de la emergencia, si la hubiera. La asignación de la pista por un controlador o la selección de una pista por la tripulación algunas veces se imponen por necesidad, en cuyo caso puede ser oportuna. En otros casos, la asignación o selección se hace por conveniencia más que considerando las necesidades reales. Cuando sea pertinente, los factores enumerados antes deberían usarse para evaluar las pistas alternativas.

Calles de rodaje

5.3.6 La calle de rodaje hacia o desde una pista activa debería ser evaluada. Al igual que en el caso las pistas, la asignación o selección de la calle de rodaje debería ser compatible con la aeronave y las circunstancias. Dependiendo de la naturaleza del suceso, pueden ser pertinentes algunos de los elementos que siguen o todos ellos:

a) resistencia del pavimento;

b) dimensión adecuada, márgenes;

c) señales;

d) iluminación;

   1) calle de rodaje (eje, borde, guía y control del movimiento en la superficie, iluminación de letreros de aeródromo, etc.);

   2) bóbedas de iluminación de aeródromo y paneles de iluminación de la torre de control, en su caso;

   3) faro de aeródromo; y

   4) obstáculo;

e) obstáculos;

f) estado actual;

   1) seco, mojado, hielo, nieve, nieve fundente, etc.;

   2) presencia de objetos extraños [posibilidad de daños causados por objetos extraños (FOD)]; y

   3) evaluar la frecuencia y conveniencia de horarios de barrido de pistas;

g) disposición y trazado;

   1) secuencia lógica;

   2) radar terrestre; y

   3) ángulos muertos;

h) tipo de superficie y cualidades; e

i) obras en progreso (NOTAM o ATIS aplicable).

Plataforma

5.3.7 Se debería evaluar el estado de la zona de estacionamiento de aeronaves con respecto a las necesidades de la aeronave en cuestión. Pueden ser pertinentes los siguientes elementos:

a) resistencia del pavimento;

b) estado;

c) señales;

1) señalización;

2) zonas “rojas”;

3) áreas FOD;

4) retoques; y

5) señales de parada de rueda de proa;

d) iluminación (borde, reflectores, etc.);

e) obstáculos;

f) pasarelas telescópicas;

g) proximidad a pistas activas;

h) operaciones de vehículos;

i) áreas de alta tensión; y

j) ángulos muertos.

Otras cuestiones de aeródromo

Ayudas para la navegación (NAVAIDS)

5.3.8 La presencia y el emplazamiento de ayudas para la navegación frecuentemente son un factor en el éxito (o no) de la salida o la aproximación y el aterrizaje. La compatibilidad del equipo de la aeronave con las NAVAIDS disponibles algunas veces determina la selección de una pista disponible o aproximación.

Control de tránsito aéreo

5.3.9 Si bien 5.2 trata específicamente de la investigación de servicios de tránsito aéreo, los investigadores deberían investigar también los métodos y procedimientos para el movimiento en la superficie. En algunos casos en que los servicios de tránsito aéreo son limitados o inexistentes, el movimiento en la superficie no está vigilado por un organismo de control. En este caso, los pilotos son responsables del movimiento y la autorización hacia y desde pistas activas y de su propia autorización de despegue/aterrizaje.

Comunicaciones

5.3.10 Las comunicaciones entre aeronaves o entre aeronaves y servicios de tránsito aéreo generalmente requieren transmisiones por radio. Varios factores que suponen comunicaciones han estado vinculados a factores de accidentes y, por consiguiente, los investigadores deberían considerarlos.

Frecuencia común

5.3.11 Las operaciones complejas algunas veces suponen comunicaciones entre múltiples controladores u organismos. El uso de varias frecuencias para diferentes partes del aeródromo así como para diferentes controladores complica las comunicaciones. En algunos casos, el tránsito aéreo se comunicaba con un solo controlador a través de dos bandas de frecuencias (VHF y UHF, por ejemplo). Algunas veces este caso se da con la presencia de tránsito militar en aeródromos civiles. En este caso, cada aeronave solo puede escuchar la mitad de las comunicaciones entre un controlador de tránsito aéreo y otra aeronave. Esto puede llevar a confusión.

Frecuencia única de aproximación

5.3.12 Cuando se comunica con una aeronave en emergencia, se ha tornado cada vez más útil asignar una frecuencia única a la aeronave. Los controladores de tránsito aéreo utilizan esta frecuencia de emergencia cuando el control de la aeronave pasa de un controlador a otro. Esto ha demostrado ser una simplificación del procedimiento desde la perspectiva de la tripulación, que tramita una situación de emergencia y puede hacer menos cambios con múltiples frecuencias que los controladores en ruta para el aterrizaje.

Idioma

5.3.13 Las normas de la OACI requieren que los pilotos y los controlares de tránsito aéreo tengan una competencia lingüística determinada en inglés. Sin embargo, es muy común que las comunicaciones en Estados en que no se habla inglés se lleven a cabo en el idioma nativo. Se ha encontrado que esto es un factor que contribuyó en varios accidentes de aviación en los que las aeronaves y controladores involucrados no comprendían las comunicaciones.

Servicios de emergencia y salvamento

Requisitos de aeródromos civiles

5.3.14 El Capítulo 9 del Anexo 14 identifica los requisitos básicos para casos de accidentes, incendios y salvamento (CFR) en los aeródromos civiles. Algunas de estas normas incluyen:

a) servicio de extinción de incendios;

   1) equipo;

   2) personal; y

   3) instrucción;

b) servicio de salvamento;

   1) equipo;

2) personal; y

3) instrucción; y

c) capacidad de salvamento en el agua, si corresponde al emplazamiento del aeródromo.

5.3.15 Algunos de los métodos recomendados que son clave para la mitigación del accidente incluyen:

a) categoría por CFR basada en la aeronave más grande;

b) respuesta CFR dentro de los dos minutos de alarma hasta el extremo de la pista más alejada;

c) mantenimiento de caminos de acceso de emergencia; y

d) sistema discreto de comunicación CFR. Este sistema debería aplicarse a todas las dependencias de respuesta, incluida la torre de control de tránsito aéreo. Sin embargo, se ha demostrado que la capacidad de los respondedores CFR para comunicarse directamente con la aeronave es valiosa y debería considerarse si la sobrevivencia es un factor en la investigación.

Recursos en cooperación mutua

5.3.16 Los recursos CFR de aeródromo se han ampliado con la inclusión de servicios municipales y regionales de extinción de incendios y salvamento. Cuando estos servicios son necesarios por la naturaleza del accidente y están disponibles, se ha demostrado que la respuesta postaccidente mejora. A fin de asegurar que la cooperación mutua CFR contribuyó al esfuerzo general, deberían investigarse las siguientes condiciones:

a) alerta y notificación a la dependencia;

b) puntos de reunión y ruta;

c) compatibilidad del equipo con condiciones de accidentes de aviación;

1) extinción de incendios; y

2) comunicaciones;

d) instrucción del personal en cooperación mutua CFR; y

e) inclusión de cooperación mutua en funciones de mando y control.

Documentación

5.3.17 Los investigadores deberían buscar y examinar la documentación del aeródromo con respecto a lo anterior. Esta documentación debería incluir:

a) AIP;

b) NOTAM y ATIS vigente;

c) diagrama de obstáculos del aeródromo (Tipo A de la OACI);

d) idoneidad y difusión de la información pertinente; y

e) registros del explotador de aeródromo (registros de operaciones, NOTAM, registros de inspección de aeródromo, documentos de planificación y actas, etc.).

5.4 ENGELAMIENTO

Generalidades

5.4.1 Las condiciones de engelamiento potencialmente peligrosas ocurren no solo en vuelo sino también en tierra antes del vuelo. Las acumulaciones de hielo del orden de unas pocas milésimas de pulgadas sobre superficies críticas de las aeronaves han demostrado reducir considerablemente la sustentación de las aeronaves. Es fundamental que una aeronave esté aerodinámicamente limpia antes del despegue. En los últimos años, varios accidentes se atribuyeron a diversos aspectos de engelamiento de aeronaves. Las grandes aeronaves de transporte con turborreactores no han experimentado ningún problema importante de seguridad operacional durante condiciones de engelamiento en vuelo, pero han sufrido varios accidentes graves durante el despegue en condiciones de engelamiento en tierra, tal como nieve y llovizna engelante. Por otra parte, los aviones pequeños de la aviación general y transporte regional han sufrido accidentes graves resultantes de la acumulación de hielo durante operaciones de vuelo así como durante el despegue en condiciones de engelamiento en tierra.

5.4.2 Ya en 1950, algunos Estados habían establecido reglamentos de aviación civil que prohibían el despegue de aviones con escarcha, nieve, o hielo adheridos a las alas, hélices o superficies de mando. Los efectos de ese engelamiento son amplios e impredecibles y dependen del diseño de cada avión. La magnitud de estos efectos depende de muchas variables, pero los efectos pueden ser importantes y peligrosos.

5.4.3 Los ensayos en el túnel aerodinámico y en vuelo indican que la formación de hielo, escarcha o nieve sobre el borde de ataque y la superficie superior de un ala, teniendo un espesor y una aspereza similar al papel de lija de grano medio o grueso, puede reducir la sustentación del ala hasta el 30% y aumentar la resistencia al avance hasta el 40%. Estos cambios en la sustentación y la resistencia al avance aumentarán considerablemente la velocidad de pérdida, reducirán la capacidad de maniobra y alterarán las características de vuelo del avión. Una acumulación de hielo grueso o rugoso en forma de depósitos de escarcha, nieve o hielo pueden aumentar los efectos en sustentación, resistencia al avance, velocidad de pérdida, estabilidad y control, pero la influencia fundamental es la rugosidad de la superficie con relación a partes críticas de una superficie aerodinámica. El hielo sobre superficies críticas y sobre la célula puede desprenderse durante el despegue y penetrar en los motores, dañando posiblemente los álabes de la soplante y el compresor. La formación de hielo sobre los tubos pitot y los orificios de presión estática o sobre los transductores del ángulo de ataque puede dar falsa información respecto a actitud, velocidad aerodinámica, ángulo de ataque y potencia del motor para los sistemas de datos aerodinámicos. Por consiguiente, es imperativo no intentar el despegue a menos que se haya verificado que todas las superficies críticas del avión y todos los instrumentos de prueba indican que no hay nieve o escarcha u otras formaciones de hielo. Este requisito vital se conoce como “concepto de aeronave limpia”.

5.4.4 La mayoría de los aviones empleados en operaciones de transporte aéreo comercial, así como algunos otros tipos de aviones, están certificados para volar en condiciones engelantes. Los aviones que traen esta certificación fueron diseñados para poder penetrar las condiciones de engelamiento de nubes subfundidas y han demostrado esto en vuelo. Esta capacidad la proporciona equipo de protección contra el hielo instalado en superficies críticas, tales como los bordes de ataque, o mediante la demostración de que el hielo formado en condiciones de engelamiento de nube subfundida sobre ciertos componentes no protegidos no afectará de modo importante la performance, estabilidad y control del avión. El hielo, la escarcha y la nieve formados sobre estas superficies en tierra pueden tener un efecto totalmente diferente sobre las características de vuelo del que tendrían si el hielo se formara en vuelo. La exposición a condiciones meteorológicas en tierra que favorecen la formación de hielo puede causar la acumulación de escarcha,

nieve o hielo en áreas del avión en que la protección contra el hielo está diseñada para usarla únicamente en vuelo. Además, los aviones se consideran y certifican en condiciones de aeronavegabilidad únicamente después de realizar extensos análisis y ensayos. Con excepción de los análisis y ensayos para verificar las características de vuelo de un avión durante el vuelo en condiciones de engelamiento, todos los análisis y ensayos para la certificación se llevan a cabo con un avión limpio en un entorno limpio. Si hay formaciones de hielo que no son las consideradas en el proceso de certificación, la aeronavegabilidad del avión puede ser inválida y no se debería tratar de hacer volar el avión mientras no se haya reestablecido la configuración limpia.

5.4.5 Una práctica común desarrollada por la industria de la aviación durante muchos años de experiencia operacional consiste en someter el avión a un tratamiento de deshielo/antihielo antes del despegue. También se han desarrollado varias técnicas de deshielo/antihielo en tierra, para los aviones. La más común de estas técnicas es el uso de fluidos FPD para facilitar los procesos de deshielo/antihielo en tierra y proporcionar una película protectora antihielo a fin de demorar la formación de escarcha, nieve o hielo sobre las superficies de la aeronave.

5.4.6 Cuando en el momento del accidente existían condiciones que indican que debería haberse llevado a cabo en tierra un procedimiento de deshielo/antihielo, los investigadores deberían evaluar la idoneidad de estos procedimientos y el deshielo que realmente se llevó a cabo.

Engelamiento en tierra

5.4.7 Los estudios han demostrado que partículas finas de escarcha no más grandes que un grano de sal, y esparcidas tan separadamente como un grano por centímetro cuadrado, pueden reducir suficientemente la sustentación como para impedir que la aeronave despegue.

5.4.8 La escarcha puede acumularse sobre las superficies de la aeronave cuando la superficie está a una temperatura inferior a la de congelación y hay suficiente humedad en el aire para hacer que el agua se sublime directamente en el aire, formando cristales de hielo. El hielo puede formarse aun cuando la temperatura del aire exterior (OAT) sea superior a 0°C (32°F). Una aeronave equipada con tanques de combustible en el ala puede tener combustible que está a una temperatura lo suficientemente baja como para disminuir la temperatura del revestimiento del ala por debajo del punto de congelación. Este estado se conoce como calado de frío. Esta situación también ocurre cuando una aeronave ha volado a gran altitud durante un período seguido por un descenso rápido para aterrizar en un ambiente húmedo. El agua que entra en contacto con un ala, que está a una temperatura inferior a la de congelación, se congelará en las superficies del ala.

5.4.9 El estado de calor y de frío también puede causarlo el aprovisionamiento de la aeronave con combustible frío. Si hay lluvia o mucha humedad, puede formarse hielo sobre el ala calada de frío y acumularse con el tiempo. Este hielo puede ser visible a simple vista y a menudo se lo llama hielo claro o vítreo. Las capas de hielo vítreo desprendidas del ala o del fuselaje durante el despegue o el ascenso pueden penetrar en los motores montados en la parte posterior del fuselaje, causando la extinción de los motores o daños. Las películas de hielo claro desprendidas también pueden causar daño por el impacto en superficies críticas tales como el estabilizador horizontal.

5.4.10 La escarcha puede formarse selectivamente sobre el avión, acumulándose en algunas superficies y no en otras. La mayoría de los pilotos saben que si se deja un avión en la plataforma durante una noche con una temperatura inferior a la de congelación, cuando hay suficiente humedad en el aire, en la mañana siguiente, temprano aparecerá escarcha en las superficies superiores del avión. Estas superficies superiores irradian calor hacia el cielo oscuro de la noche mientras que las superficies inferiores reciben calor irradiado al avión desde la plataforma.

Precipitación que se congela en las superficies superiores del avión

5.4.11 La lluvia que se congela es agua subenfriada que se congela tan pronto entra en contacto con una superficie que está a una temperatura igual o inferior al punto de congelación. Aunque esto crea una capa relativamente suave en la superficie, las variaciones en la superficie pueden degradar seriamente la performance aerodinámica de las superficies sustentadoras, disminuyendo la capacidad de sustentación/empuje mientras aumenta la resistencia al avance. La lluvia engelante es un peligro, tanto en tierra como en el aire. En el aire, golpea primero los bordes de ataque y normalmente se congela mientras corre hacia atrás con la corriente de aire. En tierra, corre hacia abajo.

5.4.12 Además de modificar las características aerodinámicas de la superficie sustentadora, la lluvia engelante puede aumentar el peso de la aeronave, interferir en los mandos de vuelo y obstaculizar la visibilidad para el piloto. Si bien la nieve seca debería salir de la aeronave tan pronto como esta gana velocidad aerodinámica, la nieve que se ha fundido y que se vuelve a congelar es un problema mucho más serio. Su forma irregular puede obstaculizar seriamente el flujo de aire sobre las superficies sustentadoras, disminuyendo la sustentación y aumentando la resistencia al avance. La temperatura del combustible en las alas de una aeronave también puede ser un factor en la formación de hielo en tierra. Si la temperatura del combustible es inferior a la del punto de congelación el revestimiento superior e inferior de las alas puede enfriarse y llegar a temperaturas inferiores a la de congelación aun cuando la temperatura ambiente sea superior a la de congelación. Si el agua líquida entra en contacto con esta estructura que está a una temperatura inferior a la de congelación, se puede formar una capa de hielo fina y lisa.

Consecuencias de la formación de escarcha sobre las superficies sustentadoras de la aeronave

5.4.13 Aunque los efectos de la acumulación de escarcha en las superficies sustentadoras no son tan importantes como los efectos de la formación de hielo, una pequeña cantidad de escarcha puede tener un efecto pronunciado sobre la capacidad para producir sustentación y también puede crear resistencia al avance. Las superficies rugosas de la escarcha pueden afectar mucho a la naturaleza de la capa límite, haciéndola durar más tiempo y aumentando su espesor. La separación por el flujo de aire ocurrirá a ángulos de ataque menores que lo normal y los coeficientes de sustentación se reducirán a ángulos de ataque más elevados. Se ha informado que la formación de una capa dura de escarcha espesa sobre los bordes de ataque y superficies superiores de un ala reduce el coeficiente de sustentación máxima hasta un 50%.

5.4.14 La pérdida de sustentación provocada por la escarcha ocurrirá también a ángulos de ataque menores que lo normal. Por consiguiente, no solo las velocidades de pérdida aumentarán, la precisión de los advertidores de pérdida, que depende de la velocidad aerodinámica o del ángulo de ataque se degradará.

5.4.15 Es posible que una acumulación de escarcha cause que las alas tengan pérdida cuando un piloto trata de despegar a una velocidad de despegue normal. Lo que es peor, puede hacer que la aeronave se balancee rápidamente y golpee el suelo en una actitud que disminuye las posibilidades de supervivencia de la tripulación o los pasajeros.

Efectos de lluvia engelante o nieve sobre las superficies sustentadoras del avión

5.4.16 La lluvia engelante o la nieve congelada sobre la superficie superior de un ala pueden causar un efecto aún más grande (que la escarcha) sobre las capacidades de un ala respecto a sustentación o resistencia al avance. Además, el hielo puede agregar una cantidad importante de peso a la aeronave, peso que no se tuvo en cuenta cuando se calculó el recorrido de despegue, la velocidad de despegue y la velocidad de ascenso inicial. El hielo también puede congelarse en los resquicios y huecos de los mandos de vuelo primarios y/o secundarios, restringiendo su movimiento. Además, el hielo puede congelarse sobre los orificios del pitot estático no calefaccionados, impidiendo que llegue información a la tripulación de vuelo y los sistemas que la necesitan.

Concepto de aeronave limpia

5.4.17 En condiciones que conducen al engelamiento del avión, durante las operaciones en tierra no se intentará el despegue cuando haya hielo, nieve, nieve fundente o escarcha adheridos a las alas, hélices, superficies de mando, conductos del motor y otras superficies críticas.

5.4.18 Un gran número de variables pueden influir en la formación de hielo y escarcha y la acumulación de nieve y nieve fundente causando rugosidad en las superficies de un avión. Estas variables incluyen:

a) temperatura ambiente;

b) temperatura del revestimiento del avión;

c) intensidad de la precipitación y contenido de humedad;

d) temperatura del fluido de deshielo/antihielo;

e) relación fluido/agua del fluido de deshielo/antihielo;

f) humedad relativa; y

g) velocidad y dirección del viento.

5.4.19 Estas variables también pueden afectar las capacidades de deshielo de los fluidos de deshielo y las capacidades antihielo de los fluidos antihielo. Como resultado, no se puede establecer un período bien definido respecto a la protección proporcionada por un fluido antihielo.

5.4.20 Se han elaborado numerosas técnicas para observar el concepto de aeronave limpia. Un procedimiento correcto y adecuado de deshielo, seguido por la aplicación de un fluido antihielo apropiado, proporciona la mejor protección contra la contaminación. Es necesaria una verificación visual o física de las superficies críticas del avión para confirmar que el tratamiento ha sido eficaz y que el avión cumple los requisitos del concepto de aeronave limpia.

Métodos de deshielo y antihielo

5.4.21 Un método primitivo para quitar nieve y hielo del suelo es barrer lo que está suelto y luego raspar y quitar lo que está congelado en la superficie. Otro método para impedir la acumulación de escarcha, lluvia engelante y nieve sobre una aeronave es mantenerla protegida de los elementos justo antes de usarla, por ejemplo, guardando la aeronave en un hangar. Sin embargo, si el hangar no está calefaccionado o si la aeronave permanece en el exterior el tiempo suficiente y a temperaturas inferiores al punto de congelación, puede formarse escarcha sobre las superficies sustentadoras y la nieve fundida puede volver a congelarse sobre dichas superficies y dentro de los espacios huecos en los mandos.

5.4.22 El método más común para quitar el hielo o nieve de una aeronave comercial grande es usar un fluido de deshielo y/o antihielo. El fluido de deshielo se usa para quitar la nieve y el hielo acumulados sobre la superficie de una aeronave. El fluido antihielo, sin embargo, se usa para impedir o retardar la acumulación de nieve o hielo sobre una aeronave ya limpia. Ambos usan una solución de líquido depresor del punto de congelación (FPD) basada en glicol para producir un fluido con una temperatura de congelación inferior a la temperatura ambiente y a la superficie de la aeronave.

5.4.23 La adición de glicol disminuye el punto de congelación de una solución acuosa que está en la fase líquida o cristalizada. A medida que el hielo se funde en la solución FPD, su fuerza disminuye y el punto de congelación de la solución FPD se elevará lentamente hasta la temperatura normal de congelación del agua.

5.4.24 Cabe señalar que el flujo de aire de velocidad relativamente alta y baja presión estática sobre el ala, en el ángulo de ataque elevado relacionado con el despegue y el ascenso inicial, va acompañado de un importante descenso de la temperatura ambiente. Esto puede causar la congelación del agua sobre la superficie superior de las alas, el agua que estaba justo o por encima del punto de congelación y que no salió del ala durante el recorrido de despegue.

5.4.25 El ascenso hasta alcanzar la altitud prevista así como la absorción de precipitación engelante adicional también tienen el potencial de reducir la temperatura de la solución FDP hasta por debajo del punto de congelación. El deshielo en tierra no se hace con la intención de proteger contra la acumulación de hielo una vez que la aeronave está en vuelo.

5.4.26 El deshielo/antihielo generalmente se lleva a cabo usando fluidos calentados y distribuidos mediante boquillas difusoras montadas en camiones de deshielo/antihielo especialmente diseñados. Otros métodos de pulverización de deshielo/antihielo incluyen sistemas de pórtico, equipo de pulverización portátil pequeño, medios mecánicos (cepillos, sogas, etc.), radiación infrarroja y aire forzado.

5.4.27 Los fluidos de deshielo/antihielo se aplican cerca del revestimiento de la aeronave para minimizar la pérdida de calor, pero pueden ser necesarios procedimientos únicos para adaptarlos a las diferencias de diseño.

Verificaciones de deshielo y antihielo

5.4.28 El piloto al mando es responsable de asegurarse antes del despegue de que el avión cumple los requisitos del concepto de aeronave limpia. Ciertas verificaciones son necesarias antes de que un avión pueda ser despachado en condiciones de seguridad. Estas verificaciones pueden agruparse bajo tres acápites principales:

a) verificaciones antes de la aplicación de fluidos de deshielo/antihielo;

b) verificaciones después de la aplicación de fluidos de deshielo/antihielo; y

c) verificaciones especiales, es decir, después de una salida demorada o cambio meteorológico.

Fluidos de deshielo y antihielo

5.4.29 La función básica de los fluidos de deshielo/antihielo es bajar el punto de congelación de la precipitación engelante que se acumula en el avión y, por consiguiente, retardar la acumulación de hielo, nieve, nieve fundente o escarcha sobre las superficies críticas. Los fluidos de deshielo/antihielo se clasifican como Tipo I, II, III y IV. Los fluidos de Tipo I tienen una viscosidad relativamente baja que cambia principalmente como una función de temperatura. Los fluidos Tipo II, III y IV, sin embargo, contienen un sistema espesante y, por consiguiente, tienen una viscosidad que cambia como una función de fuerza cortante, relación fluido/agua y temperatura del fluido. Los fluidos Tipo II, III y IV tienen mejores propiedades antihielo que los fluidos Tipo I.

5.4.30 Todos los fluidos de deshielo/antihielo deben reunir los criterios de uso establecidos por el explotador, el fabricante del fluido y el fabricante de aeronaves y también deben ser fabricados de conformidad con especificaciones ISO.

Fluidos Tipo I

5.4.31 Los fluidos Tipo I están disponibles en formas concentrada o diluida (listas para usar). Los fluidos Tipo I concentrados contienen un elevado porcentaje de glicol (es decir etilenglicol, dietilenglicol, o propilenglicol o una mezcla de estos glicoles). El resto consiste en agua, inhibidores de corrosión, humectantes, antiespumantes y, algunas veces, tintura.

5.4.32 Es necesario calentar los fluidos Tipo I para que tengan una capacidad de deshielo efectiva. Los fluidos Tipo I concentrados deben estar diluidos con agua para lograr un punto de congelación conforme con el procedimiento de aplicación pertinente. Debido a consideraciones de performance aerodinámica y/o punto de congelación, los fluidos Tipo I a menudo se aplican más diluidos.

Fluidos Tipo II, III y IV

5.4.33 Los fluidos Tipo II y IV están disponibles diluidos y sin diluir. Los fluidos Tipo II y IV sin diluir contienen una cantidad importante de etilenglicol, dietilenglicol o propilenglicol. El resto de la mezcla es agua, un espesante, inhibidores de corrosión, humectantes y, algunas veces, tintura. La elevada viscosidad del fluido, combinada con los humectantes, da como resultado una capa espesa cuando se pulveriza sobre el avión. Para que los fluidos Tipo II y IV proporcionen la máxima protección antihielo deberían usarse sin diluir. Sin embargo, los fluidos Tipo II y IV también se usan diluidos para aplicaciones de deshielo/antihielo en condiciones de temperatura ambiente más elevada y precipitaciones escasas. Para fines de deshielo, se debe calentar el fluido.

5.4.34 El fluido Tipo III puede ser un fluido Tipo II o IV diluido que satisface la prueba de performance aerodinámica para aviones de turbohélice.

5.4.35 Los fluidos Tipo II, III y IV tienen una viscosidad elevada, lo que resulta en una capa de fluido mucho más espesa sobre las alas que el Tipo I. El flujo de aire durante el recorrido de despegue expone estos fluidos a una fuerza cortante que causa una pérdida de viscosidad, lo que permite que el fluido se desprenda de la porción crítica de las alas antes del encabritamiento inicial.

5.4.36 Al caer, la precipitación diluirá constantemente todos los tipos de fluidos antihielo hasta que la capa de fluido se congele o comiencen a acumularse depósitos congelados. Aumentando la viscosidad del fluido (como en Tipo II o IV), se puede aplicar una película más espesa y, por consiguiente, una mayor cantidad de fluido. Un volumen de fluido más elevado puede absorber más precipitación engelante antes de que alcance su punto de congelación y, por consiguiente, aumenta el tiempo máximo de efectividad. Esta ventaja protectora es importante durante condiciones de precipitación engelante, cuando se prevén tiempos de rodaje más prolongados. En general, los fluidos Tipo IV proporcionan una protección más duradera que los fluidos Tipo II o III.

5.4.37 Bajo ninguna circunstancia un avión que fue tratado con antihielo recibirá otra capa protectora de fluido antihielo directamente encima de la película contaminada. Cuando sea necesario aplicar otra capa de fluido antihielo, hay que someter a deshielo las superficies del avión antes de aplicar la capa final de fluido antihielo.

Uso de fluidos de deshielo y antihielo

5.4.38 Todos los fluidos deben ser usados de conformidad con las recomendaciones del fabricante, los reglamentos sanitarios y medioambientales, y las necesidades del explotador.

5.4.39 Las propiedades protectoras de los fluidos Tipo II, III y IV se degradan cuando el fluido sufre contaminación, transporte o almacenamiento inadecuado, calor excesivo o cuando se expone a fuerzas cortantes durante su uso o transferencia.

5.4.40 Los métodos de control de calidad para usar los fluidos de deshielo/antihielo, como se especifica en el programa aprobado del explotador, deben seguirse estrictamente en todo momento.

Tiempo máximo de efectividad

5.4.41 El tiempo máximo de efectividad (HOT) es el tiempo estimado durante el cual el fluido antihielo impedirá la formación de hielo y escarcha y la acumulación de nieve sobre las superficies protegidas (tratadas de un avión). Este tiempo máximo de efectividad se genera ensayando los fluidos en diferentes condiciones de temperatura y precipitación simulando las diferentes condiciones meteorológicas experimentadas en invierno.

5.4.42 Se han identificado numerosos factores que pueden afectar las capacidades de deshielo/antihielo y el tiempo máximo de efectividad de los fluidos de deshielo/antihielo. Estos factores pueden incluir, sin limitarse a ello, lo siguiente:

a) tipo e intensidad de precipitación;

b) temperatura ambiente;

c) humedad relativa;

d) dirección y velocidad del viento;

e) temperatura de la superficie (revestimiento) del avión; y

f) fluido de deshielo/antihielo (tipo, relación fluido/agua, temperatura).

Como resultado, no se puede establecer un período bien definido respecto a la protección proporcionada por un fluido antihielo.

5.4.43 El explotador debería publicar el tiempo máximo de efectividad en forma de tabla o diagrama para representar los diversos tipos de condiciones de engelamiento en tierra que pueden presentarse y los diferentes tipos y concentraciones de fluidos utilizados. Se recomienda una gama de tiempo máximo de efectividad para una condición particular a fin de representar, en cierto grado, la variación de las condiciones meteorológicas locales, particularmente la temperatura del revestimiento del avión y la intensidad de las precipitaciones.

5.4.44 Al completarse las operaciones de deshielo/antihielo del avión, el piloto al mando recibirá la siguiente información:

a) tipo de fluido;

b) relación fluido/agua (Tipo II, III o IV únicamente);

c) hora de comienzo de la aplicación final de antihielo; y

d) confirmación de que el avión se ajusta a los requisitos del concepto de aeronave limpia.

Esta información básica ayudará al piloto al mando a estimar un tiempo máximo de efectividad apropiado de entre la gama proporcionada en la tabla del explotador. El tiempo máximo de efectividad comienza al iniciarse la aplicación final de fluido de deshielo/antihielo y termina después de haber terminado un período igual al tiempo máximo de efectividad apropiado escogido por el piloto al mando.

Actualización de directrices para tiempo máximo de efectividad y procedimientos de deshielo/antihielo

5.4.45 El tiempo máximo de efectividad y los procedimientos de deshielo/antihielo los actualiza continuamente un grupo internacional de expertos bajo los auspicios SAE G-12 Committee on Aircraft Ground De-icing/Anti-icing (Comité SAE G-12 sobre deshielo/antihielo en tierra de aeronaves) por medio de su Hold-over Time Subcommittee (Subcomité

de tiempo máximo de efectividad). Este grupo de expertos está compuesto de representantes de líneas aéreas, fabricantes de fluido antihielo, fabricantes de aeronaves, autoridades de reglamentación de la aviación y organizaciones de investigación de todo el mundo.

5.4.46 Laboratorios autorizados califican los fluidos de deshielo/antihielo para la especificación pertinente. Los fluidos calificados son sometidos a prueba conjuntamente por la Administración Federal de Aviación (FAA) de los Estados Unidos y el Ministerio de Transportes de Canadá para establecer los datos de duración del fluido, a partir del cual el Subcomité de tiempo máximo de efectividad genera las directrices de tiempo máximo de efectividad. Los procedimientos de deshielo/antihielo los elabora el Subcomité de métodos que recomienda su aprobación. Las directrices de tiempo máximo de efectividad y los procedimientos se aprueban para uso del SAE Aerospace Council (Consejo aeroespacial de SAE). Los documentos aprobados los publican:

a) el Ministerio de Transportes de Canadá en una circular consultiva;

b) la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos en un boletín de información sobre normas de vuelo para transporte aéreo (FSAT);

c) la SAE en el procedimiento aeroespacial recomendado ARP 4737; y

d) la ISO en ISO 11076.

5.4.47 Las publicaciones de la FAA y el Ministerio de Transportes de Canadá se publican anualmente y generalmente están disponibles antes de que comience el invierno en el hemisferio norte. Las publicaciones de la SAE y de ISO aparecen más tarde. La FAA y el Ministerio de Transportes de Canadá también publican una lista de fluidos de deshielo/antihielo calificados, junto con directrices de tiempo máximo de efectividad para fluidos específicos que tienen un rendimiento superior al de las tablas genéricas.

5.4.48 Los que siguen son sitios web en que puede encontrarse información sobre deshielo y antihielo:

a) FAA: www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/avs/offices/afs/afs200/

b) Transport Canada: www.tc.gc.ca/CivilAviation/commerce/HoldoverTime/menu.htm y www.tc.gc.ca/tdc/projects/air/f/tables.htm

c) Society of Automotive Engineers: www.sae.org

d) Asociación de Líneas Aéreas Europeas (ALAE): www.aea.be/press/publications

e) OACI: www.icao.int/groundice

El sitio de la OACI presenta enlaces con otros sitios en los que se puede obtener información actualizada. Además, los motores de búsqueda de internet son útiles para encontrar información actualizada sobre deshielo escribiendo “de-icing” o “hold over time” en el campo de búsqueda.

Investigación de accidentes en los que se sospecha que el engelamiento en tierra fue un factor

5.4.49 Los posibles efectos de contaminantes de escarcha sobre las superficies críticas o el equipo de un avión deberían evaluarse cuando la performance, la estabilidad o el control de una aeronave se degradan poco tiempo después del despegue con temperaturas de congelación o inferiores y déficit del punto de rocío por baja temperatura o agua quieta o nieve fundente. La investigación debería incluir los elementos enumerados más adelante.

Inspecciones para determinar la necesidad de deshielo y antihielo

5.4.50 Algunos de los factores que deben examinarse al respecto incluyen:

a) existencia de procedimientos oficiales;

b) idoneidad de los procedimientos para detectar engelamiento en áreas críticas;

c) visibilidad de áreas críticas para incluir los efectos de iluminación adecuada, ángulos de visión y visibilidad reducida desde el interior de la cabina debido a ventanas mojadas y/o rayadas; y

d) instrucción al equipo en tierra y la tripulación de vuelo que realiza las inspecciones.

Procedimientos para operaciones de deshielo y antihielo de la aeronave

5.4.51 Algunos de los factores que deben examinarse al respecto incluyen:

a) la existencia de procedimientos oficiales para deshielo y anhielo de la aeronave; y

b) el cumplimiento de los procedimientos de deshielo y antihielo de la aeronave, incluida la secuencia de deshielo y antihielo seguida en diversas superficies, forma de evitar aquellas áreas que no deberían estar expuestas a fluidos antihielo, instrucción a los equipos en tierra sobre procedimientos de deshielo y antihielo y comunicación de información crítica sobre deshielo o antihielo para la tripulación de vuelo.

Tipo de fluido y concentraciones en la solución usada para las operaciones de deshielo y antihielo de la aeronave

5.4.52 Algunos de los factores que deben examinarse al respecto incluyen:

a) procedimientos para asegurar la calidad de los fluidos que se usan; y

b) procedimientos para asegurar la exactitud de las mezclas usadas en las soluciones aplicadas a la aeronave.

Cantidad de contaminantes congelados adicionales que la aeronave podría haber acumulado antes del despegue

5.4.53 Algunos de los factores que deben examinarse al respecto incluyen:

a) el tipo, la temperatura y la intensidad de la precipitación sólida que se acumula sobre las superficies de la aeronave;

b) la duración desde el comienzo de la aplicación de procedimientos de deshielo y antihielo sobre la aeronave; y

c) otros factores que podrían afectar la acumulación de contaminantes adicionales congelados sobre las superficies del avión, es decir, dirección y velocidad del viento, nubosidad/luz del sol, influencia del escape de reactores sobre la fusión y congelación de nieve seca, presencia de agua en la superficie que se podría salpicar o soplar sobre áreas críticas, uso de empuje negativo que podría soplar contaminantes o fundir nieve seca sobre áreas críticas.

Criterios usados por los equipos en tierra y las tripulaciones de vuelo para determinar que la aeronave estaba libre de contaminantes congelados antes del despegue

5.4.54 Algunos de los factores que deben examinarse al respecto incluyen:

a) existencia de criterios para determinar la necesidad de deshielo o antihielo adicional;

b) idoneidad de los criterios para determinar la necesidad de deshielo o antihielo adicional;

c) idoneidad de la instrucción de los equipos en tierra y la tripulación de vuelo sobre la necesidad de deshielo o antihielo adicional; y

d) aplicación de procedimientos para determinar la necesidad de deshielo o antihielo adicional.

Engelamiento en vuelo

5.4.55 El engelamiento en vuelo puede dividirse en dos tipos: hielo estructural y del motor. El hielo estructural degrada la performance de la aeronave cuando gotas de agua subenfridas golpean la superficie de la aeronave. El hielo acumulado puede entonces degradar la sustentación, aumentar la resistencia al avance, reducir la eficiencia de la hélice, aumentar la masa de la aeronave y, si se desprende de la estructura en la que se forma, causar daños a los sistemas o la estructura. El hielo en el motor puede degradar el empuje o la producción de energía por el sistema motopropulsor al privarlo de aire.

Engelamiento estructural

5.4.56 Los peligros relacionados con engelamiento estructural en vuelo pueden dividirse en dos tipos generales: factores dinámicos y operaciones del sistema. De los dos, el de factores aerodinámicos es probablemente el más obvio. Sobre las aeronaves en vuelo actúan tres fuerzas: fuerza aerodinámica, empuje y masa. El engelamiento en vuelo puede afectar a las tres fuerzas. Además, el engelamiento en vuelo puede influir dramáticamente en los momentos de cabeceo generados por el flujo de aire sobre las superficies de la aeronave. Si el equipo de deshielo o antihielo no está disponible o no se usa, el volar hacia condiciones engelantes puede degradar la performance de varios sistemas de la aeronave. Algunos de los más obvios son el motor y el sistema pitot estático. Además, la performance de los sistemas de comunicación y navegación que se basan en antenas externas también puede resultar afectada por la presencia del hielo. Asimismo, el engelamiento estructural sobre el parabrisas puede degradar la visión del exterior para la tripulación de vuelo.

5.4.57 La evidencia directa de engelamiento en vuelo es extremadamente volátil. Para el momento en que los investigadores llegan al lugar de la escena, el hielo muy probablemente habrá desaparecido debido a que se ha fundido naturalmente o sublimado, a las condiciones generadas en un incendio después del choque o a la separación de la estructura durante el impacto contra el suelo. Debido a lo efímero de esta prueba, los investigadores necesitan tener una buena comprensión de cuándo puede producirse el engelamiento en vuelo y cómo este puede afectar a una aeronave y sus sistemas.

5.4.58 Para que se forme hielo estructural en el exterior de una aeronave en vuelo son necesarias dos condiciones. Primero, debe haber humedad líquida en el aire; segundo, las temperaturas del aire ambiente y de la superficie de la aeronave deben ser inferiores a la temperatura de congelación. Aunque el agua puede permanecer en estado líquido hasta −40°C, la mayoría de las veces el engelamiento se produce entre −20°C y 0°C. Hay dos tipos de ambientes que satisfacen estos requisitos: lluvia o llovizna engelante y gotitas subenfriadas de agua líquida. La lluvia o llovizna engelante a menudo puede darse en el aire claro de una masa de aire frío que está por debajo de una masa predominante de aire caliente. Estas condiciones pueden encontrarse junto al lado frío de un frente caliente

u ocasionalmente detrás de un frente frío que avanza lentamente. Las gotitas de agua subenfriadas se encuentran en las nubes; en realidad son nubes. Las gotitas subenfriadas tienen un tamaño que varía de 5 a 50 micrones y están asociadas con nubes cumuliformes o densas capas de nimbostratos. Las gotitas más grandes están asociadas con las nubes cumuliformes mientras que los nimbostratos llevan gotitas más pequeñas. El tamaño y la temperatura de las gotitas de agua determinan la rapidez con que se efectúa la transición de agua líquida a hielo cristalino; cuanto más pequeña y fría, más rápida es la transición; cuanto más grande y caliente, más lenta es la transición. El tamaño y la temperatura de las gotitas es también un factor para determinar si el agua se congela y transforma en una superficie relativamente rugosa, opaca y de aspecto lechoso que parece cencellada blanca, o un hielo claro y traslúcido relativamente suave, o una mezcla de los dos.

5.4.59 La cencellada blanca (o cencellada dura) está normalmente asociada con gotitas pequeñas, muy frías, que se congelan inmediatamente al contacto con la superficie de la aeronave. La cencellada blanca tiende a acumularse primero en los puntos de remanso del borde de ataque y está principalmente confinada a los bordes de ataque de la estructura. Si se deja que se acumule hasta una cantidad importante, la forma desigual tiende a distorsionar la forma de diseño de las estructuras aerodinámicas, alterando mucho el flujo de aire deseado alrededor de la estructura. Debido a que se introduce aire en el hielo, la cencellada es de color “lechoso”, tiene una densidad baja y generalmente es más débil que el hielo claro.

5.4.60 El hielo claro normalmente está asociado con gotitas más grandes que están a temperatura de congelación o a unos pocos grados menos. Debido a que estas gotitas toman más tiempo para congelarse, pueden desplazarse desde los bordes de ataque del avión a medida que se congelan. Esto forma una capa de hielo cuya forma se ajusta mucho a la forma original de la superficie. Debido a que las gotitas son más grandes y que el contenido de agua líquida asociado con el ambiente en el que se forma el hielo claro es más grande, este hielo no toma aire, tiene una densidad más elevada que la cencellada blanca y también es más fuerte.

5.4.61 La velocidad con que se acumula el hielo sobre una aeronave varía según el tamaño de las gotitas de agua líquida, la cantidad de agua líquida por unidad de volumen de aire, la velocidad con que las superficies de la aeronave se mueven a través del aire y el tamaño del borde de ataque de la superficie que atraviesa el aire. Las gotitas más pequeñas tienden a seguir la corriente de aire y la mayoría pasa sobre las superficies de la aeronave. El impulso de las gotitas más grandes impide que se muevan con el aire y chocan con las superficies de la aeronave.

5.4.62 No hay requisitos para certificar una aeronave en lluvia engelante. Cuanto más gotitas por pie cubico de aire, tanto más chocarán con las superficies de la aeronave. Además, cuanto más rápido se mueve una aeronave, más grande será el volumen barrido por las superficies. Sin embargo, este factor tiene algunos límites. A medida que la aeronave se mueve más rápido, los bordes de ataque de su superficie se calientan por la compresión de aire cerca de los puntos de remanso. Esto puede calentar las superficies hasta temperaturas en que el hielo no puede formarse. Finalmente, las estructuras delgadas tienden a perturbar menos el aire que está frente a ellas, de modo que las gotitas tienen menos oportunidad de que el flujo de aire las aleje de las superficies que se acercan. Por consiguiente, el hielo se acumulará más rápido sobre la superficies más delgadas, tales como las antenas monofilares, sondas de temperatura y tubos pitot; los objetos ligeramente más gruesos, tales como soportes y estabilizadores horizontales y verticales, recogerán hielo más lentamente y sobre las estructuras más gruesas, incluidas las alas y los bordes de ataque del fuselaje, las barquillas del motor y los bordes de ataque de la hélice, el hielo se acumulará más lentamente.

5.4.63 Puede haber efectos sinérgicos cuando dos o más factores se combinan. Por ejemplo, las hélices de la aeronave se mueven mucho más rápido que la aeronave misma, ellas barren una gran cantidad de aire y son relativamente delgadas. Las hélices tocan más gotitas de agua y pueden, por consiguiente, acumular hielo más rápido que otras superficies. Los pilotos que miran un borde de ataque de un ala fácilmente observable pueden equivocarse y creer que la acumulación en ese lugar es representativa de las acumulaciones en otras partes de la aeronave. En realidad, puede formarse considerablemente mucho más hielo en el borde de ataque del empenaje horizontal, una condición que, cuando llega el momento de aterrizar, es más crítica que el hielo sobre las alas.

5.4.64 Cuando aeronaves de ala baja vuelan con un gran ángulo de incidencia, puede acumularse hielo claro sobre las superficies del ala más baja, que está fuera de la vista del piloto.

Efectos peligrosos del engelamiento estructural en vuelo

5.4.65 Los efectos aerodinámicos del engelamiento estructural en vuelo son principalmente un problema de borde de ataque. La forma del hielo del borde de ataque dependerá de la temperatura y del tamaño de las gotitas de agua y de la temperatura de las superficies sobre las que las gotitas se congelan:

a) Cuando las gotitas de agua más grandes se congelan sobre los bordes de ataque a entre -1°C y -4°C se forman dos bordes serrados de hielo. Aerodinámicamente, esta forma tiene efectos muy graves sobre la performance del perfil aerodinámico.

b) Cuando gotitas de agua más pequeñas se congelan casi inmediatamente sobre los bordes de ataque a entre -4°C y -10°C se forma un solo borde serrado de hielo. Esta forma tiene efectos graves sobre la performance del perfil aerodinámico.

c) Cuando gotitas de agua muy pequeñas se congelan al estar en contacto con los bordes de ataque a temperaturas inferiores a -10°C se forma un borde de cencellada blanca semejante a escarcha. Esta forma tiene efectos graves sobre la performance del perfil aerodinámico.

d) Cuando gotitas de agua grandes se congelan lentamente, yendo hacia atrás antes de congelarse, sobre las superficies se forma una superficie lisa del hielo claro. Esta forma tiene el menor efecto sobre la performance del perfil aerodinámico.

5.4.66 La forma del hielo claro que se forma a temperaturas de congelación o justo inferiores a estas sigue muy de cerca la forma de la estructura y, por consiguiente, no tiene un efecto pronunciado sobre la aerodinámica. Sin embargo, puesto que es más denso y se acumula más rápido, este hielo puede añadir un peso considerable a la aeronave, aumentando la resistencia inducida y haciendo más lenta la aeronave. Además, puede cubrir las antenas y el radomo, interfiriendo con la transmisión y recepción, y desprenderse en hojas que serán arrastradas hacia atrás y pueden causar daños.

5.4.67 Desde el punto de vista aerodinámico, la forma de doble cuerno tendrá un efecto más grande. Esto puede causar una disminución mayor en el coeficiente de sustentación (y, por consiguiente, velocidad de pérdida), y un aumento mayor en resistencia parásita. Esta forma también puede hacer que la pérdida sea más abrupta. Un pequeño aumento en el ángulo de ataque producirá un gran aumento en el coeficiente de sustentación. Esto también puede causar una pérdida asimétrica: un ala con pérdida y la otra no. La forma de cuerno único, que ocurre a una temperatura ligeramente más baja, y la formación más clásica de cencellada blanca, que se produce a temperaturas aún más bajas, causarán, en menor grado, una disminución del coeficiente máximo de sustentación y un aumento en la resistencia al avance.

5.4.68 Como se mencionó antes, el hielo puede acumularse rápidamente sobre las hélices, disminuyendo tanto la eficiencia de la hélice como el empuje. Además de los peligros asociados con la pérdida de empuje, es probable que el hielo se desprenda de las hélices asimétricamente. Las vibraciones resultantes y los golpes del hielo desprendido sobre el fuselaje causarán, por lo menos, el desconcierto de la tripulación y los pasajeros. En el peor de los casos, la vibración podría causar daños al motor y su montaje.

5.4.69 La formación de hielo estructural sobre las superficies de sustentación puede perjudicar la estabilidad de la aeronave, cuyo efecto más dramático es la pérdida de sustentación del empenaje horizontal. La sustentación generada por el empenaje horizontal (que está en la dirección descendente) equilibra la masa de la aeronave cuyo centro de gravedad está situado hacia adelante del centro de sustentación del ala. Si el ángulo de ataque del empenaje horizontal excede su ángulo de ataque en pérdida, el empenaje horizontal estará en pérdida, el equilibrio se perturbará

y habrá cabeceo morro abajo. Si no se detiene el cabeceo morro abajo, la actitud de la aeronave será rápidamente vertical. Si la pérdida de cola ocurre mientras el avión está haciendo su aproximación para el aterrizaje, con una actitud extremadamente morro abajo y una velocidad superior a la de pérdida, es probable que se produzca un choque contra el suelo.

5.4.70 Una condición que puede aumentar la probabilidad de pérdida en el empenaje horizontal debido al hielo sobre los bordes de ataque es bajando los flaps. Cuando se bajan los flaps, el ángulo de deflexión descendente detrás del ala normalmente aumentará, lo que aumenta el ángulo de ataque del estabilizador horizontal. No todos los aviones son igualmente susceptibles a las pérdidas de cola. El efecto de la deflexión descendente sobre la cola es una función del emplazamiento del ala y del empenaje horizontal. Las configuraciones de ala alta, cola baja hacen que sea más probable colocar el empenaje horizontal en la deflexión descendente del ala. Las configuraciones de ala baja, cola alta (cola en "T") hacen menos probable que el empenaje horizontal esté en la deflexión descendente del ala.

5.4.71 Hay otras formas de aumentar el ángulo de ataque del empenaje horizontal más allá de su ángulo de ataque en pérdida. Si se aumenta el ángulo de ataque del ala a un coeficiente de sustentación elevado, el ángulo de deflexión descendente aumentará, aumentando el ángulo de ataque del empenaje horizontal. Volar a alta velocidad también aumentará el ángulo de ataque del empenaje horizontal a medida que el aeroplano vuela en actitudes de menor cabeceo. Dado que un ala con un ángulo de inclinación positivo desarrollará en momento de cabeceo morro abajo que aumenta como una función de presión dinámica, la sustentación hacia abajo producida por la cola debe aumentar continuamente a medida que aumenta la velocidad.

5.4.72 Otro factor que influye en los peligros relacionados con la pérdida en el empenaje horizontal es el cambio en la configuración de la presión sobre el empenaje horizontal cuando está en pérdida. La configuración de la presión cambiará de modo que la presión aerodinámica sobre la cola hará naturalmente que el timón de altura quiera moverse hacia la posición del borde de salida hacia abajo. Para los sistemas hidráulicos de mandos de vuelo que no permiten que las fuerzas sobre las superficies de los mandos causen el movimiento de la superficie de mando, esto no plantea problemas adicionales. El timón de altura está bloqueado en posición por el actuador hidráulico. Sin embargo, en las aeronaves con sistemas no motorizados, las presiones sobre el timón de altura pueden ser lo suficientemente fuertes como para superar los esfuerzos del piloto, forzando la palanca de mando hasta la posición de avance. A menos que la tripulación pueda volver a poner la palanca de mando a la posición de morro arriba, no es probable que se logre una recuperación segura.

5.4.73 Algunas de las preguntas que es necesario responder después de un accidente causado por la pérdida en el empenaje horizontal inducida por el hielo en el borde de ataque incluyen la falla de la tripulación al no detectar y eliminar el hielo en la cola y la amplitud de los conocimientos de la tripulación respecto a los peligros relacionados con el engelamiento de cola.

5.4.74 La escarcha y el hielo sobre las superficies superiores de las aeronaves con ala en flecha aumentarán el espesor y reducirán la energía del aire de la capa límite a medida que esta tiende naturalmente a alejarse. La capa límite más espesa, con menos energía cerca de los extremos de ala, tenderá a estar en pérdida más pronto que lo normal. Si los extremos de ala están en pérdida antes que el resto del ala, el centro de sustentación tenderá a ir hacia adelante, causando un momento de cabeceo morro arriba justo cuando no es necesario: durante la pérdida.

5.4.75 El engelamiento estructural también ha causado problemas con el movimiento de los mandos de vuelo por la tripulación. La contaminación en la superficie puede congelarse en lugares que impiden el movimiento en la superficie. Esto puede causarlo el hielo que se forma en tierra, agua líquida que se acumula en tierra pero que se congela en vuelo, o hielo que se fundió sobre el borde de ataque pero que se desplazó hacia atrás y volvió a congelarse. El agua que se congela dentro de los mandos de vuelo también puede perturbar el centrado de la carga necesario para impedir el flameo. El agua atrapada internamente en áreas de cables de mandos o actuadores no calefaccionadas puede congelarse durante el vuelo causando el mal funcionamiento de los mandos de vuelo. Además, los frenos de las ruedas pueden acumular agua o nieve fundente, que puede congelarse a altitudes más elevadas. Esto puede hacer que la posición de las ruedas se bloquee y que las llantas revienten en la toma de contacto.

Hielo en el motor

5.4.76 Además del engelamiento del tipo estructural que puede degradar la tracción que produce la sustentación de hélices, el engelamiento puede interferir con el sistema de inducción y un motor alternativo o dañar los componentes críticos de un turborreactor. El engelamiento del motor de la aeronave generalmente se divide en dos categorías: engelamiento por inducción y por admisión. El engelamiento por inducción se refiere al hielo que se forma dentro del carburador de un motor alternativo cuando el enfriamiento relacionado con los efectos Venturi y la evaporación de combustible causan la condensación y la congelación o deposición atmosférica. Este tipo de engelamiento se produce con más frecuencia en aire claro y temperatura ambiente muy por encima del punto de congelación. Esto no requiere agua líquida en la atmósfera ni temperaturas de congelación.

5.4.77 El engelamiento por admisión es un tipo específico de hielo estructural que se forma en las tomas de aire de los motores alternativos o de reacción. Ambos tipos de engelamiento pueden bloquear el aire que va al motor, reduciendo la potencia o el empuje o tracción disponibles. Además, el hielo en las tomas de aire de los motores de reacción puede romperse, dañando los álabes del compresor.

5.4.78 La pérdida de potencia en un motor alternativo puede causar la formación de hielo en el sistema de inducción, bloqueando la fuente de aire que va al motor. Si bien este bloqueo puede ocurrir en condiciones atmosféricas similares a las que permiten la formación de hielo estructural, el engelamiento por inducción también puede producirse en aire claro y cuando las temperaturas están por encima de las condiciones de congelación. Cuando agua subenfriada entra en contacto con componentes del sistema de inducción de aire del motor que están enfriados a temperaturas inferiores al punto de congelación puede producirse una cantidad de hielo importante. Esto requiere la misma condición que favorece la formación de hielo estructural. En realidad, es hielo estructural que se forma en áreas que bloquean el flujo de aire del carburador al motor. Este hielo puede formarse en las tomas de aire, filtros de aire y sobre los componentes estructurales del sistema de inducción o donde los aumentos en la velocidad local causan una disminución de la presión estática en el ambiente local y la correspondiente disminución de temperatura. Si el descenso de temperatura es mayor que el déficit del punto de rocío, la humedad del aire se condensará. Si la temperatura de la superficie es inferior a la del punto de congelación, la humedad puede congelarse cuando entra en contacto con la superficie o formarse directamente en el aire como escarcha. Esto puede ocurrir en el Venturi del carburador o alrededor de una válvula de admisión parcialmente cerrada. Cuanto más cerrada está la válvula, mayor será la velocidad necesaria para mantener un flujo constante de aire. Una válvula de admisión completamente abierta produce muy poca disminución de temperatura. Los descensos de temperatura máximos debidos a los efectos Venturi generalmente son pequeños (alrededor de 5°C), pero pueden permitir que se forme hielo cuando las temperaturas en las tomas de aire están ligeramente por encima del punto de congelación. Un descenso de temperatura más importante está asociado con la evaporación de combustible donde entra en el carburador. La energía necesaria para transformar el combustible líquido en su forma gaseosa es absorbida por el aire, que se enfría de 20° a 40°C. Una vez más, si el déficit del punto de rocío es suficientemente pequeño, el vapor de agua en el aire se condensará. Si la temperatura es inferior al punto de congelación, se formará hielo sobre las estructuras dentro del sistema de inducción. A medida que el paso de la mezcla de combustible y aire al motor se hace más pequeño, la potencia útil del motor disminuye. La presión de admisión y, para las aeronaves con hélice de paso fijo, el número de revoluciones por minuto disminuirá.

5.4.79 El motor también puede comenzar a funcionar irregularmente. A medida que el hielo continúa aumentando, la abertura para el paso de la mezcla de combustible y aire puede cambiar suficientemente como para impedir el funcionamiento del motor y este se detendrá. La prueba respecto a la existencia de engelamiento del motor es fundamentalmente circunstancial. Los pronósticos meteorológicos y las observaciones, especialmente las de los pilotos que vuelan con aeronaves que tienen configuraciones de motor similares, pueden proporcionar pruebas respecto a la posibilidad de hielo en el motor. Sin embargo, el emplazamiento del sistema de inducción en el motor puede afectar la temperatura del aire inducido, y las diferencias entre los tipos de motor así como las condiciones en que funciona el motor pueden hacer la diferencia entre la presencia de hielo o no. Cuando se investigan accidentes debidos potencialmente al engelamiento por inducción, deberían examinarse la disponibilidad y el uso de características antihielo, tales como calor del carburador (para Venturi, evaporación y hielo claro en el sistema de inducción) y fuentes de aire alternativas (para hielo claro sobre las entradas de aire y filtros de inducción). Es necesario determinar y documentar la posición de los mandos del puesto de pilotaje y los dispositivos mecánicos que estos operan.

Cuando sea posible, también deberían llevarse a cabo verificaciones del funcionamiento. La colaboración de un técnico de motores, con experiencia en el tipo específico del motor y la instalación que esto supone es fundamental. También hay en el mercado varios sistemas de detección de hielo en el carburador (Venturi y evaporación). Si había uno de estos sistemas instalado, se deberían evaluar su estado operacional y toda indicación posterior al accidente respecto a la existencia de hielo.

5.4.80 El hielo en vuelo afecta a los motores de reacción de un modo diferente que a los motores alternativos. En la mayoría de los casos, los problemas son el daño a los componentes giratorios o interrupción del flujo de aire en el motor, que se detendrá bruscamente o llegará al punto de remanso. El hielo estructural que se forma delante de las tomas de aire o en ellas puede desprenderse en placas que, si entran en el motor, pueden causar daños o pérdida de empuje. Además, si las placas interrumpen el flujo de aire a través de la parte delantera del compresor, este se detiene bruscamente, lo que resulta en extinción o punto de remanso, que también puede ocurrir. La formación de hielo sobre los álabes de guía de entrada, de estátores y del compresor puede resultar en un espacio reducido y daño por interferencia. La prueba después del accidente puede incluir daños por cuerpos extraños. El punto de remanso del motor puede conducir a temperaturas excesivas en la sección de turbinas y el consiguiente daño causado por el calor. Finalmente, los motores de reacción modernos se basan en la información de presiones pitot y estática para la toma de aire del motor. Si las fuentes de esta información de presiones pitot y estática se hielan, el funcionamiento y el empuje del motor pueden resultar afectados. La evaluación de datos FDR y CVR puede proporcionar indicios respecto a las revoluciones por minuto del motor, el empuje producido y el funcionamiento de los sistemas de deshielo y antihielo.

5.4.81 Cuando se comparan con otras superficies de borde de ataque del avión, el borde de ataque de los conductos y álabes de guía de entrada del motor son relativamente delgados y, por consiguiente, acumuladores de hielo relativamente buenos. Además, las presiones estáticas bajas en las tomas del aire del motor estarán acompañadas de temperaturas inferiores a la temperatura ambiente. Si existen pequeños déficits del punto de rocío, puede formarse escarcha en las superficies de las tomas de aire en que las temperaturas de superficie son inferiores a la de congelación.

Efecto del engelamiento en vuelo sobre otros sistemas

5.4.82 Los efectos del engelamiento en vuelo van más allá de la aerodinámica y el empuje. El bloqueo de la toma estática de una aeronave puede causar una multitud de problemas. Si el indicador de velocidad aerodinámica usa un tubo pitot, un aumento de altitud causará un aumento en la velocidad aerodinámica indicada. Si el piloto trata de controlar la indicación de velocidad aerodinámica elevando el morro, la indicación de velocidad aerodinámica aumentará más aún mientras la velocidad aerodinámica real estará descendiendo. La pérdida de sustentación y barrena de una aeronave comercial, a pesar de la tripulación experimentada, se atribuyó a esta serie de eventos. Por otra parte, la pérdida de altitud hará que el indicador de velocidad aerodinámica indique velocidades inferiores a las verdaderas si la fuente de información pitot está bloqueada con hielo. Si el piloto trata de corregir la indicación de velocidad aerodinámica baja haciendo descender el morro, la velocidad aerodinámica indicada disminuirá aún más mientras que la velocidad real de la aeronave estará aumentando. Las velocidades aerodinámicas excesivamente elevadas que resultan de esto pueden causar fallas estructurales debido a las presiones dinámicas elevadas y fallas aeroelásticas (flameo, divergencia de las alas en torsión e inversión de los mandos) o exceder el factor de carga en las maniobras a velocidades aerodinámicas muy elevadas. Si el sistema de aumentación de la estabilidad de la aeronave usa la información pitot los errores en los mandos pueden conducir a oscilaciones inducidas por el piloto, y así exceder el factor de carga en las maniobras, y a la pérdida de control y la subsiguiente colisión con el terreno. La acumulación de hielo sobre las antenas de comunicación y navegación puede degradar la eficacia de las antenas de transmisión o recepción. La antena también puede fallar estructuralmente cuando la resistencia al avance creada por el hielo excede de la resistencia estática de la antena o el hielo crea formas que son aerodinámicamente inestables y las cargas dinámicas causan su falla estructural. La formación de hielo en el borde de ataque del ala también puede pasar inadvertida si el piloto automático está activo, proporcionando la información de los alerones necesaria para mantener las alas a nivel. Si el autopiloto queda desactivado, por el piloto o por sí mismo, cuando las fuerzas aerodinámicas exceden su capacidad, la aeronave puede experimentar un “rol-off” súbito en la dirección del ala más contaminada. La información de un alerón grande podría causar la pérdida de sustentación del extremo de ala.

Investigación de accidentes en los que se sospecha que el engelamiento en vuelo es un factor

5.4.83 Cuando se investigan accidentes respecto a engelamiento de aeronaves, el investigador debe examinar no solo qué ocurrió sino también por qué ocurrió. Estas son algunas de las preguntas a las que puede ser necesario responder:

a) ¿Por qué voló el piloto hacia condiciones de engelamiento que la aeronave no podía penetrar en condiciones de seguridad?

b) ¿Pidió el piloto información meteorológica previa al vuelo?

c) Si se le proporcionó información, ¿era precisa?

d) ¿Pidió el piloto o proporcionó el control de tránsito aéreo actualizaciones del tiempo significativo?

e) ¿Sabía el piloto que se estaba acumulando hielo sobre las superficies críticas de la aeronave?

5.4.84 Otra serie de preguntas trata de sistemas de aeronaves y su capacidad para detectar, impedir o eliminar la acumulación de hielo:

a) ¿Funcionaban y eran eficaces los sistemas antihielo y de deshielo?

b) ¿Sabía la tripulación cómo y cuándo operar los sistemas antihielo y de deshielo tales como protectores del borde de ataque de perfil aerodinámico, superficies calentadas eléctricamente y por abducción de aire del motor y sistemas de glicol?

c) Los sistemas antihielo y de deshielo instalados en la aeronave, ¿eran capaces de funcionar en el entorno engelante que encontró la aeronave?

d) ¿Volaba la aeronave con un ángulo de ataque más alto o más bajo que lo normal, permitiendo que el hielo se acumulara en las superficies de perfil aerodinámico no protegidas que estaban detrás del borde de ataque de los dispositivos de deshielo?

5.4.85 Otra cuestión respecto a la capacidad de la aeronave para operar en condiciones de engelamiento es su certificación de conformidad con las disposiciones. Aunque algunos aviadores piensan otra cosa, ninguna aeronave está certificada para operar continuamente en condiciones de engelamiento fuerte.

5.5 OPERACIONES DE HIDROAVIÓN

5.5.1 Los párrafos que siguen se incluyen para complementar o destacar las técnicas de investigación ordinarias, y describir factores de riesgo comunes para los hidroaviones en diversas fases de vuelo.

Generalidades

5.5.2 Por lo general, los hidroaviones solo son ligeramente diferentes de otras aeronaves y cuando un hidroavión sufre un accidente en tierra el accidente se investigará de la misma manera que los accidentes de aeronaves de ala fija. Téngase en cuenta qué función pueden haber desempeñado los flotadores, por ejemplo, absorción de energía y resistencia al avance. Sin embargo, si el suceso supone operaciones acuáticas se deben considerar también los aspectos operacionales y técnicos únicos del ambiente en que opera un hidroavión.



Figura III-5-1. Daño por impacto con el agua

5.5.3 Las diferencias más obvias son la ausencia de marcas en la superficie que ayuden a determinar la dirección del vuelo en el momento del impacto, y que la superficie del agua probablemente habrá cambiado (presencia o ausencia de olas) para el momento en que el investigador llegue al lugar.

5.5.4 La actitud de la aeronave en el momento del impacto a menudo puede determinarse por el daño del impacto del agua en la aeronave. Sin embargo, en accidentes de poca velocidad o poca fuerza, el impacto habrá causado pocos daños o ninguno. (Véase la Figura III-5-1).

Sobrevivencia

5.5.5 Las pérdidas de vida en los accidentes de hidroaviones a menudo se deben a que los ocupantes murieron ahogados por su incapacidad para escapar de los restos del hidroavión. Las autopsias determinarán la causa de la muerte.

5.5.6 Tómese nota de si los cinturones de seguridad y arneses de seguridad, estaban abrochados o no, antes de buscar los cuerpos. Tómese nota también de los lugares en que se encuentran los chalecos salvavidas y si las salidas están cerradas. Véase el Capítulo 17 para un examen más completo de la investigación de evacuación y sobrevivencia.

Problemas medioambientales

5.5.7 Las condiciones meteorológicas y del agua pueden tener un efecto considerable en las causas de accidentes. Los lugares de aterrizaje pueden ser distantes y puede no haber recursos ordinarios disponibles para informar sobre condiciones meteorológicas. La información sobre condiciones del agua y los vientos que afectan directamente las operaciones de despegue, aterrizaje, rodaje y atraque son importantes para la investigación. Las fuentes de información medioambientales incluyen:

a) guardafaros;

b) informes marinos;

c) navegantes deportistas en el área;

d) explotadores de hidroaviones comerciales;

e) residentes de mucho tiempo en el área; y

f) fotografías y secuencias vídeo.

Accidentes durante el rodaje

5.5.8 Ha ocurrido que hidroaviones han zozobrado durante el rodaje debido a una combinación de condiciones adversas. Estas condiciones incluyen:

a) exceso de peso y/o carga incorrecta (centro de gravedad);

b) una superficie de maniobra con desniveles causados por olas u oleaje. (Las olas creadas por embarcaciones también pueden causar problemas); y

c) técnica incorrecta del piloto para efectuar sobre el agua un viraje en contra o a favor del viento. El usar demasiada fuerza para efectuar el viraje puede hacer sumergir el flotador que está en el lado opuesto de donde viene el viento y zozobrar.

Accidentes durante el despegue

5.5.9 *Despegues en espacios limitados.* Una de las causas más comunes de sucesos acuáticos durante el despegue es cuando el piloto trata de despegar desde una superficie de agua limitada con una aeronave pesada o sobrecargada. Las operaciones en áreas limitadas también pueden resultar afectadas negativamente por las condiciones del viento.

5.5.10 *Colisiones con troncos/botes.* Es necesario buscar en el recorrido de despegue y de aterrizaje la presencia de objetos sumergidos; los troncos, por ejemplo, pueden hundirse o flotar y alejarse después de la colisión. Sin embargo, los flotadores deberían tener pruebas del impacto con un objeto.

5.5.11 *Carga excesiva y desplazamiento del centro de gravedad.* Es necesario inspeccionar si las cubiertas de acceso y las superficies inferiores de los flotadores están íntegras, no tienen cortaduras ni ribetes sueltos. El agua que penetra en un flotador perforado o con pérdida puede aumentar considerablemente el peso de la aeronave, particularmente en flotadores de gran desplazamiento. Todo problema por peso elevado puede agravarse debido a cambios rápidos y drásticos del centro de gravedad causados por el movimiento del agua en los flotadores durante el recorrido de despegue.

5.5.12 *Línea de flotación*. Se debe pedir a los testigos que describan la línea de flotación. Esto puede dar una buena indicación del peso y del lugar del centro de gravedad. Un rodaje largo sobre agua puede agravar un problema de pérdida en el flotador, y el oleaje puede hacer que los flotadores tomen agua, dado que los elementos de inserción del flotador a menudo faltan.

5.5.13 *Instalación incorrecta de flotadores.* Es necesario evaluar el tipo de flotadores que se usan en la aeronave. Los flotadores grandes pueden afectar gravemente la estabilidad y el control de la dirección de la aeronave a baja velocidad aerodinámica. Normalmente, los flotadores están instalados de conformidad con un certificado de tipo suplementario (STC).

5.5.14 *Montaje de flotadores* (Figuras III-5-2 y III-5-3). El montaje incorrecto de los flotadores puede alargar considerablemente la distancia de despegue. Si el montaje está intacto después del suceso, se debe determinar si los flotadores están correctamente alineados y el ángulo de entrada es correcto (generalmente de unos 2º). Si los flotadores no están intactos, se tratará de reconstruir las condiciones de montaje existentes antes del suceso.

5.5.15 Problemas de performance de la aeronave:

a) *Uso incorrecto de mandos adicionales.* Las ruedas parcialmente o totalmente bajas o el uso erróneo de los flaps afectarán negativamente la performance de despegue de la aeronave.

b) *Conmutadores magneto.* Un método empleado por los pilotos para reducir la velocidad de rodaje sobre agua es desconectar uno de los magnetos para llevar al motor a una potencia inferior al régimen de marcha lenta. Otra técnica es encender y apagar el motor con el conmutador magneto. Si el piloto no vuelve a poner el conmutador en "ambos" antes del despegue, puede resultar una disminución de la potencia que podría ser importante en condiciones que requieren la performance máxima del motor y la aeronave.

c) *Problemas relacionados con el combustible.* La contaminación del combustible es una causa común de pérdida de potencia del hidroavión en el despegue. Si es posible, tómese una muestra de combustible de la aeronave y de la fuente de abastecimiento de combustible. Determínese si se ha llevado a cabo un procedimiento correcto de muestreo de combustible.

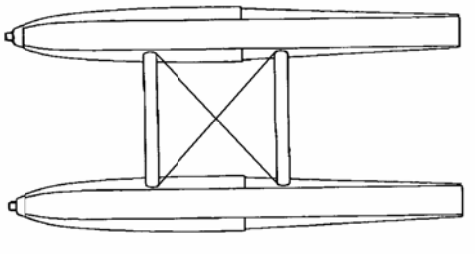


Figura III-5-2. "Encajonado" es el alineamiento recto de los flotadores. Muchas aeronaves equipadas con flotadores tienen flejes y estos están ensartados en forma de "X" entre los flotadores y las barras separadoras.

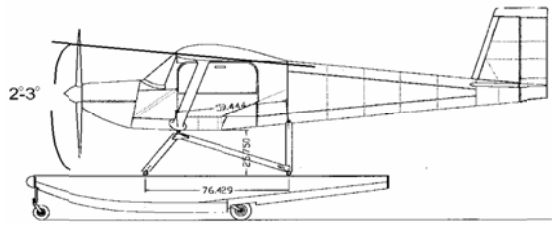


Figura III-5-3. "Ángulo de entrada" es la diferencia entre el ángulo de la superficie superior del flotador y el ángulo de incidencia del ala

d) *Efectos de agua espejada.* (Figura III-5-4). La falta de viento normalmente asociada con el agua espejada aumenta la distancia de despegue. Además, la aeronave tendrá más dificultad para separarse del agua debido a la fricción y tensión de la superficie que, además, contribuye a prolongar la distancia de despegue.

El agua espejada también afecta negativamente la percepción del piloto respecto a la profundidad durante el despegue y el ascenso inicial y, en algunos casos, un piloto puede inadvertidamente descender después del despegue para golpear la superficie del agua en una actitud de morro abajo o picado.

e) *Condiciones de viento.* Los cambios en la sustentación aerodinámica causados por el cambio del viento con relación a la superficie del ala es una condición común cuando se opera en masas de agua que están cerca de la confluencia de varios valles fluviales.

Despegar a una velocidad aerodinámica demasiado baja en condiciones de vientos de costado puede hacer que la aeronave se desvíe y tome contacto con un movimiento de costado sobre el flotador que está en el lado opuesto de donde viene el viento (sotavento); este movimiento puede causar una pérdida de control no intencional.

f) *Cargas externas.* Si la aeronave llevaba cargas externas, se debe considerar su efecto sobre la performance de la aeronave. La aeronave puede necesitar ensayos especiales o un certificado de tipo suplementario para llevar cargas externas.



Figura III-5-4. Agua espejada

Accidentes en el aterrizaje

5.5.16 a) *Configuración de aterrizaje incorrecta.* Esta es una causa común de sucesos cuando el piloto de hidroaviones anfibios trata de acuatizar con las ruedas extendidas. Estos casos a menudo ocurren después que la aeronave ha salido de una pista pavimentada y el piloto no recoge las ruedas después del despegue o baja el tren de aterrizaje por hábito.

b) *Resistencia hidrodinámica.* La resistencia hidrodinámica aumenta al cuadrado de la velocidad de la aeronave en la toma de contacto. Acuatizar agua arriba en un río a una velocidad muy elevada aumentará la resistencia sobre los flotadores y tenderá a hacer perder el control de la aeronave al tomar contacto.

c) Otro tipo de suceso que generalmente se produce inmediatamente al tomar contacto o poco tiempo después generalmente se conoce como "hincar el flotador". Este evento puede ser el resultado de un piloto que no mantiene contrapresión adecuada sobre la palanca de mando para mantener la aeronave morro arriba cuando los flotadores tocan la superficie del agua. Esto puede ocurrir también cuando la aeronave toma contacto con una actitud ligeramente morro abajo.

d) *Agua espejada.* El agua espejada presenta varias dificultades para los pilotos de hidroaviones. Los amarajes sobre agua espejada son más difíciles porque el piloto tiene pocas claves y mala percepción de la profundidad (no se puede ver el agua, solo un reflejo). En estas condiciones, todo intento del piloto de juzgar la altura de enderezamiento probablemente fallará. Como resultado, la aeronave puede golpear el agua con suficiente fuerza como para torcer mucho los flotadores en la barra separadora frontal. La parte delantera de los flotadores puede romperse completamente o la aeronave puede sufrir graves daños en los puntos de sujeción de los flotadores. En condiciones de agua espejada se necesitan procedimientos de aproximación únicos (y más superficie de amaraje). Los pilotos deberían tratar de acuatizar paralelamente a la costa y cerca de ella, a fin de usarla para juzgar su altura. Otra técnica es tratar el enderezamiento sobre la costa, hierbas, etc., y dejar que la aeronave se pose sobre el agua, a una velocidad vertical de descenso de menos 100 pies por minuto, después de haber perdido la referencia visual de altura. Esto puede agregar fácilmente varios miles de pies antes de la toma de contacto. Un piloto con poca experiencia puede impacientarse y bajar el morro para acercarse al agua, que no puede ver, e hincar los flotadores en el agua.

5.5.17 *Congelación de los cables de mando.* En otoño y a principios de primavera, las aeronaves a menudo operan en condiciones en que el agua está cerca o en el punto de congelación, y el agua pulverizada sobre los flotadores y las superficies de cola de la aeronave pueden congelarse. Aparte de que el hielo aumenta el peso de la aeronave, interrumpe el flujo del aire sobre las superficies de vuelo y puede acumularse e interferir en los cables del timón o los mandos de vuelo.

5.5.18 *Corrosión.* Las aeronaves que operan en un entorno de agua salada son más susceptibles de corrosión que las que operan en condiciones en que no hay sal. A menos que se laven periódicamente con agua fresca y se inspeccionen minuciosamente, estas aeronaves pueden sufrir fallas creadas por la corrosión en muy poco tiempo.

5.5.19 *Fisuras debidas a la corrosión.* Los accesorios y el revestimiento de los flotadores puede dañarse y a veces agrietarse y romperse. Es necesario verificar si las dimensiones y los materiales eran correctos.

5.6 INVESTIGACIÓN RESPECTO A AVES Y FAUNA

5.6.1 Toda vez que se trata de un accidente o incidente de una aeronave que choca con aves u otros animales, el investigador debería agregar al análisis del evento las actividades de prevención destinadas a reducir la probabilidad de tal choque. Si bien la mayor parte de esta sección tratará de choques con aves, la misma metodología debería

usarse para cualquier animal de que se trate. Se debería actuar con cautela cuando se examinan pruebas de un choque con aves, dado que las pruebas pueden ser mínimas. Sin embargo, las aves pequeñas pueden causar grandes daños a las aeronaves.

5.6.2 Aun cuando el punto de impacto que causa mayor daño sea fácilmente identificable, los investigadores deberían inspeccionar todas las otras superficies de la aeronave para identificar golpes adicionales. El número total de impactos con aves es importante a fin de evaluar las características de la bandada.

5.6.3 Cuando se produce fuego en tierra, las pruebas de restos de aves pueden detectarse mejor por el olor. Las plumas o los cuerpos quemados pueden detectarse mucho antes de encontrar pruebas materiales.

Obtención de pruebas de aves/animales

5.6.4 Siempre que sea posible, las pruebas de un choque con aves u otros animales deberían recogerse y remitirse a expertos para su identificación. En la mayor medida posible, las pruebas no deberían limpiarse. La mejor información, tanto desde el punto de vista de análisis como de envío, proviene de restos que no son de carne. Los investigadores deberían tratar de recoger:

a) todas las plumas que se encuentren en la aeronave;

b) todas las plumas que se encuentren en el suelo; y

c) los restos que no son carne:

1) picos;

2) espuelas;

3) plumas;

4) piel; y

5) dientes.

5.6.5 Aun con pruebas mínimas, pueden recogerse algunos restos valiosos. Las Figuras III-5-5 y III-5-6 demuestran una técnica muy útil para recoger lo que casi parece ser pruebas inexistentes.

Obtención de pruebas de aves

5.6.6 Para evitar la posible contaminación de pruebas, las pruebas de aves deberían colocarse en bolsas de plástico o vinilo limpias, de preferencia con un cierre (Ziploc®). La bolsa debería ser de un tamaño adecuado para proteger la muestra, más que para comprimir o torcer la muestra a fin de que quepa dentro de la bolsa. Si se recogen fragmentos pequeños, tales como los mencionados antes, las plumas pueden colocarse en un sobre blanco de antemano. Las plumas nunca deberían cortarse antes del análisis. Además, debería evitarse todo contacto con una superficie adhesiva. Esto puede destruir o quitar las plumas nuevas en formación, dependiendo de las especies, que pueden ser muy valiosas para la identificación. Por la misma razón, no debe usarse nunca cinta adhesiva para guardar las plumas. Si bien las propiedades adhesivas del papel para notas Post-It® (o similares) son menos fuertes, también debería evitarse. En cada bolsa de pruebas debería anotarse:

a) fecha del choque de aves;

b) lugar del choque;

c) hora del día, en hora local;

d) altitud, si es en vuelo;

e) amplitud del daño; y

f) aves observadas en la zona.

Identificación de aves

5.6.7 La identificación de aves es indispensable si se ha de evaluar cualquier actividad de prevención o si se han de tomar como un resultado de las investigaciones de seguridad operacional. No todos los procedimientos para evitar o eliminar aves serán eficaces para todas las especies. La mayoría de los Estados tienen naturalistas que se especializan en la identificación de aves. Los organismos de investigación del Estado deberían tener esta información, por región si es necesario, disponible para los investigadores. La mayoría de los Estados tienen acuerdos de cooperación para la eliminación del peligro aviario y parte de ese esfuerzo es un proceso de identificación. En los Estados Unidos, por ejemplo, el Smithsonian Institution en Washington D.C., se ocupa de la identificación de todas las aves. La Smithsonian Division of Birds es miembro del equipo asesor sobre peligro aviario, de manera que todos los datos recogidos se ponen a disposición de actividades de prevención de choques con aves y la aviación en todo el mundo.



Figura III-5-5. Un investigador pulveriza con agua limpia un área sospechosa. Después seca el área con un paño limpio.



Figura III-5-6. Prueba de ave tomada en la aeronave

Capítulo 6

INVESTIGACIÓN DE LA PERFORMANCE DE AERONAVES

6.1 INTRODUCCIÓN

6.1.1 El Grupo de Performance de aeronaves normalmente será responsable de recoger información sobre los hechos y efectuar los análisis respecto a la performance de la aeronave y las cualidades del pilotaje de la aeronave.

6.1.2 El propósito de este capítulo, investigación de la *performance* se refiere a determinar y analizar la trayectoria y actitud de la aeronave al desplazarse en el aire, o sobre la superficie, antes del impacto. El Grupo de Performance también puede ser responsable de evaluar el movimiento de la aeronave después del impacto hasta que finalmente se detuvo. La investigación de las *cualidades del pilotaje* se refiere a determinar y realizar análisis objetivos y subjetivos de la reacción de la aeronave ante las condiciones atmosféricas y las intervenciones del piloto, y de las interacciones del control automático de estabilidad de vuelo.

6.1.3 En algunos casos, la tarea principal del Grupo de Performance es simplemente determinar y documentar la trayectoria y actitud de la aeronave. Sin embargo, las tareas del grupo aumentan y llegan a tener importancia especial en accidentes que produjeron:

a) sobrepasos de la pista y aterrizajes demasiado cortos;

b) pérdida o degradación del control en vuelo o sobre el terreno;

c) impacto contra el suelo sin pérdida de control (CFIT);

d) incursiones en la pista, colisiones en vuelo, maniobras de prevención, etc.;

e) eventos en que se producen pérdidas, sobrevelocidad o actitudes inhabituales;

f) encuentros con cizalladura del viento y turbulencia de estela;

g) eventos en que se producen engelamiento, microrráfagas u otras condiciones meteorológicas;

h) malfuncionamiento, aplicación errónea de la automatización de vuelo; y

i) fallas del motor.

6.1.4 En estos casos, el Grupo de Performance también debe determinar y documentar la forma en que la aeronave realmente funcionó o fue pilotada con relación a cómo estaba predicho que funcionaría o sería pilotada; o la forma en que debería haber funcionado con diferentes técnicas de pilotaje, automatización e interacciones de sistemas o condiciones atmosféricas.

6.1.5 En este capítulo, primero se presentarán las tareas típicas que el Grupo de Performance podría tener que realizar y después se describirán las fuentes de datos y herramientas que pueden estar disponibles para llevar a cabo esas tareas.

6.2 ACTIVIDADES DEL GRUPO DE PERFORMANCE

Generalidades

6.2.1 El Grupo de Performance puede participar en una gran variedad de actividades, dependiendo del accidente en particular. En la mayoría de los casos, la primera tarea del Grupo de Performance es obtener datos para determinar y documentar la trayectoria y actitud de la aeronave que condujeron al accidente. Esto puede incluir su trayectoria en el aire, sobre el terreno o una combinación de ambos casos. Dependiendo del accidente en particular, también puede ser necesario determinar la trayectoria de la aeronave después del impacto para ayudar en la investigación de los factores de supervivencia.

6.2.2 Algunas actividades iniciales para recoger información sobre los hechos puede realizarlas el jefe del Grupo de Performance antes de convocar oficialmente a todo el grupo. Por ejemplo, se puede establecer la coordinación con los líderes de otros grupos para obtener datos de vuelo de los registradores, datos radar registrados, datos meteorológicos, etc. El jefe también puede trabajar con los investigadores en el lugar del accidente para documentar las marcas en el terreno, el impacto con obstáculos y el lugar en que se encuentran los principales componentes de la aeronave.

6.2.3 Las circunstancias del accidente determinarán las diversas actividades que el Grupo de Performance tendrá que realizar, quién debe participar en las actividades y cuándo estas deben realizarse. Las actividades típicas del Grupo Performance se describen con detalles más adelante.

Determinación de la trayectoria de la aeronave en vuelo o en tierra

6.2.4 Una de las funciones básicas del Grupo de Performance es documentar y analizar el movimiento de la aeronave en tierra o sobre la superficie. Esto incluye no solo la trayectoria de la aeronave en el aire sino también las actitudes de cabeceo, balanceo y guiñada. Si la aeronave estaba en el aire, esta información ayuda a determinar si la aeronave estaba bajo control en el momento del impacto. En caso de eventos en tierra, tales como sobrepaso o salida de pista, la información será útil para comparar la performance real de detención de la aeronave con las predicciones o para evaluar su manejabilidad.

6.2.5 El Grupo de Performance debería tratar de correlacionar cada dato disponible al reconstruir el movimiento de la aeronave. La calidad general de la investigación de la performance mejora cuando se evalúan y correlacionan todas las fuentes de datos posibles. Algunos datos pueden no ser fiables o ser contradictorios. En ese caso, el Grupo de Performance debería usar principios técnicos sólidos para seleccionar las mejores fuentes de datos. También es sabio documentar qué fuentes no se usaron y las razones por las que no estaban disponibles o no se usaron.

Evaluación de las cualidades del pilotaje

6.2.6 En los accidentes en que es evidente o se sospecha que hubo cierta pérdida de control, el Grupo de Performance necesitaría evaluar las cualidades del pilotaje, o de la estabilidad y control de la aeronave. (Las expresiones “cualidades del pilotaje” y “estabilidad y control” se usarán intercambiándolas durante el resto del capítulo).

6.2.7 La estabilidad se refiere a la naturaleza inherente de la aeronave para volver a su condición compensada inicial, o divergir de la misma, después de una perturbación. (Si la aeronave está neutralmente estable, no tendrá tendencia a volver a su condición inicial después de la perturbación o a divergir de la misma). Control se refiere a la respuesta de la aeronave en movimiento fuera de su condición compensada inicial. La estabilidad se define más en términos de estabilidad estática, y estabilidad dinámica. La estabilidad estática se refiere a la tendencia *inicial* del movimiento, mientras que la estabilidad dinámica se refiere a la variación *en el tiempo* del movimiento. Debido a que la mayoría de las aeronaves son simétricas con respecto a su eje longitudinal, las características de estabilidad

(y los análisis del escenario del accidente) a menudo pueden evaluarse independientemente examinando solamente el movimiento longitudinal o solamente el movimiento lateral/direccional. Las características de la estabilidad dinámica longitudinal del avión generalmente se describen como los modos de período corto y fugoide.[1] El modo de período corto refleja la oscilación de cabeceo rápida y muy amortiguada después de una perturbación que ocurre a velocidad y altitud casi constantes. El modo fugoide es un período largo, un cambio de altitud y velocidad ligeramente amortiguado (algunas veces divergentes) que ocurre en un ángulo de ataque casi constante. Algunos aspectos que pueden afectar negativamente la estabilidad longitudinal son masa y centraje, velocidad aerodinámica e intervenciones abruptas de control de la aeronave.

6.2.8 La estabilidad lateral/direccional de la aeronave se caracteriza por el modo *balanceo holandés*, un modo en *espiral* débil, y el modo *balanceo* muy amortiguado. El balanceo holandés es una oscilación lateral/direccional del ángulo de inclinación lateral, rumbo y aceleración lateral, que es el resultado de derrape y acoplo cruzado de los ejes lateral y direccional. En la mayoría de las grandes aeronaves de transporte, especialmente en las aeronaves de reacción de ala en flecha, existe un balanceo holandés pronunciado que a gran altitud puede no ser amortiguado. Otros aspectos que pueden afectar la estabilidad lateral/direccional son el mal funcionamiento de los motores, engelamiento, mal funcionamiento del mando de guiñada, centro de gravedad y velocidad aerodinámica.

6.2.9 El modo en espiral se refiere a la tendencia de la aeronave a volver al nivel de las alas (o divergir del mismo) después de una alteración no intencional de los parámetros de vuelo. El modo en espiral puede ser estable o inestable, dependiendo de la configuración de la aeronave y de la condición del vuelo. El modo en espiral generalmente tiene pocas consecuencias para el piloto porque, aún si es inestable, normalmente es fácilmente controlable con atención mínima del piloto.

6.2.10 El modo balanceo se describe mejor como la resistencia muy amortiguada a la velocidad angular de balanceo. Su importancia generalmente solo se refiere a la respuesta al balanceo con intervenciones de control lateral. El modo balanceo puede iniciarse normalmente aumentando la sustentación en un ala mientras/o se disminuye la sustentación en la otra. Otras opciones de control están relacionadas con los dispositivos de resistencia asimétrica al avance (expoliadores o flaperones) junto con el acoplo cruzado de estabilidad lateral proveniente de las intervenciones de guiñada.

6.2.11 El fabricante generalmente conoce bien las características de estabilidad y control en el régimen de vuelo normal sin ninguna falla como resultado de los ensayos necesarios para el diseño y certificación. El fabricante también tendrá algunos datos de ensayo en vuelo para condiciones que exceden ligeramente los límites de operación certificados, dado que estos datos son obligatorios para la certificación. El Grupo de Performance debería obtener estos datos y analizarlos independientemente en caso de que las cualidades del pilotaje sean un problema en el accidente. A este respecto puede ser útil un simulador de instrucción aprobado o un simulador técnico del fabricante. (El uso de simulaciones para investigaciones se examinará más adelante).

6.2.12 Un análisis detallado de las cualidades de pilotaje requiere un elevado grado de conocimientos y esfuerzo y generalmente es una actividad conjunta de los grupos de Performance y de Operaciones, y quizá también del Grupo de Actuación humana (o factores humanos).

Realización del análisis de trayectoria de los restos

6.2.13 El análisis de trayectoria (determinar el recorrido o trayectoria de un objeto que se separa de la aeronave) es una tarea frecuente del Grupo de Performance. Aunque se la llama *análisis de trayectoria*, la actividad puede considerarse parte de la etapa de recopilación de información sobre los hechos dado que supone llevar a cabo cálculos matemáticos repetitivos, más que interpretar los hechos y circunstancias del accidente.

1. Los diferentes tipos de aeronaves tienen diferentes modos característicos de movimiento. En este capítulo solamente se describen los modos típicos de grandes aeronaves de transporte.

6.2.14 El análisis de trayectoria puede usarse de diferentes formas. En un caso se puede pedir al Grupo de Performance que determine dónde buscar un objeto que se separó de la aeronave en cierto momento, suponiendo que la trayectoria de la aeronave en ese momento sea conocida. El análisis de trayectoria también puede usarse para determinar la trayectoria de la aeronave y separar las secuencias en el aire analizando el lugar de los diversos restos sobre el terreno. Una tercera aplicación puede ser predecir la trayectoria de un objeto que golpea la aeronave después de caer de la aeronave. Por ejemplo, para determinar si un panel o un trozo de hielo estructural que cae de la aeronave sería ingerido por el motor.

6.2.15 Todos estos ejemplos requerirían conocer la trayectoria inicial, la resistencia al avance y el peso del objeto, y el viento (o corriente, si se trata de agua) y/o la dirección de la corriente de aire local. Muy probablemente, un programa de computadora sería necesario para realizar eficientemente el análisis, aunque se podrían hacer análisis simples “a mano”.

Evaluación de colisiones (y cuasicolisiones)

6.2.16 Debido a que el Grupo de Performance tiene la responsabilidad de determinar la trayectoria de la aeronave, tiene un papel muy importante en la investigación de colisiones y cuasicolisiones en vuelo y en tierra. Por lo que respecta a las colisiones, esto también supone examinar cuidadosamente rayas, transferencia de pintura y otras señales de impacto sobre la aeronave y cualquier otro objeto que haya sido golpeado, para determinar la posición y los ángulos de impacto. Las técnicas para investigar las colisiones se tratan en otras secciones de este manual.

6.2.17 El Grupo de Performance también puede tener que trabajar solo o con el Grupo de Factores humanos para llevar a cabo estudios de visibilidad, es decir, para determinar si y cuándo los pilotos de dos aeronaves que han entrado en colisión podrían verse uno al otro o si el o los pilotos de la aeronave podían ver el objeto con el que chocaron. Otra tarea puede ser determinar cuándo y qué clase de maniobra de prevención podría haber evitado la colisión.

Determinación de las cargas aerodinámicas

6.2.18 En caso de falla estructural o del sistema de mandos de vuelo de a bordo o de la aeronave, el Grupo de Performance puede tener que trabajar con el Grupo de Estructuras para calcular las cargas aerodinámicas impuestas a cada parte de la aeronave. Algunas veces se pueden estimar las cargas de aerodinámicas con suficiente precisión mediante métodos simples de “diseño preliminar”. Sin embargo, muchas veces se ha llevado a cabo un análisis más detallado. Normalmente, el fabricante de la aeronave puede ayudar mucho en esto, dado que el fabricante probablemente tiene una cantidad considerable de datos de cargas verificadas en vuelo durante el diseño y certificación.

6.2.19 También puede pedirse al Grupo de Performance que calcule las cargas aerodinámicas para ayudar a determinar qué *no* ocurrió. Por ejemplo, se puede llegar a la conclusión de que en ningún momento hubo exceso de ángulo de ataque o de derrape porque de no ser así la estructura hubiera fallado.

Evaluación del aeroelasticidad o flameo

6.2.20 La interacción de flexiones estructurales y fuerzas aerodinámicas y momentos se denomina aeroelasticidad. Las interacciones pueden tener lugar estáticamente o dinámicamente. El Grupo de Performance puede necesitar las características aeroelásticas para entender los sucesos que ocurrieron a alta velocidad.

6.2.21 En las grandes aeronaves de ala-flecha, como resultado de las cargas aerodinámicas e inerciales, las flexiones estructurales pueden tener un efecto considerable sobre las cualidades de pilotaje. Cuando el ala se curva hacia arriba bajo el efecto de la carga, normalmente se tuerce cada vez más morro abajo desde la implantación hasta el

extremo del ala. Esto cambia la distribución de la carga a lo largo de la envergadura y reduce la sustentación relativa total de un ala rígida. Del mismo modo, el empenaje horizontal se torcerá causando una disminución de la estabilidad longitudinal. La carga sobre el empenaje horizontal flexiona el fuselaje posterior de la aeronave lo que resulta en un cambio en el ángulo de ataque de la cola. La distribución del peso (combustible en las alas y carga de pago en el fuselaje) resultará en una deformación de la estructura proporcional a las aceleraciones de la aeronave, lo que a su vez cambiará las características aerodinámicas.

6.2.22 La flexión de una superficie de mando también tenderá a torcer la estructura a la que está adherida, reduciendo la eficacia del mando con relación a una estructura rígida. Para un alerón exterior sobre un alargamiento de ala, la disminución de la eficacia del alerón puede ser muy significativa, y hasta puede llevar a la inversión de la eficacia del mando[2].

6.2.23 El efecto de las flexiones mencionadas antes puede evaluarse en condiciones estables o cuasiestables. Sin embargo, si existe una función forzada, como un movimiento de una superficie de mando, y ocurre cerca o a la frecuencia natural de la estructura, se puede producir un flameo u oscilaciones no amortiguadas de la superficie de mando. Normalmente, la rigidez, la distribución de la masa y el equilibrio de la superficie de mando hacen que el flameo o las oscilaciones no amortiguadas no ocurran a menos que se considere que se ha excedido la envolvente de vuelo normal. Sin embargo, el daño estructural o las curvas en las articulaciones o los servomandos pueden dar como resultado flameo u oscilaciones en la superficie de mando dentro de la envolvente de vuelo normal. Estas condiciones también pueden ser el resultado de un reglaje incorrecto de las superficies de mando después del mantenimiento, o fallas por fatiga y degradación estructural debido a los años o al mantenimiento deficiente.

6.2.24 Los efectos aeroelásticos y el flameo son asuntos complejos que requieren conocimientos específicos para evaluarlos. El Grupo de Performance probablemente tendrá que trabajar en estrecha colaboración con el Grupo de Estructuras y el fabricante de la aeronave para análisis detallados si hay problemas.

Desarrollo y realización de simulaciones

6.2.25 A menudo, los accidentes en que ocurrieron problemas de capacidad de control no se pueden evaluar mediante análisis simples. Deben llevarse a cabo simulaciones aerodinámicas y ensayos en vuelo reales para comprender adecuadamente el problema. El Grupo de Performance normalmente es responsable de planificar y realizar los estudios que suponen simulaciones aerodinámicas y ensayos en vuelo.

6.2.26 Hay dos tipos básicos de simuladores de vuelo: el simulador de instrucción y el simulador técnico. El mejor simulador para la tarea dependerá del problema particular de que se trata. Si el problema trata de una aeronave en condiciones de navegabilidad con una falla de sistema pequeña o muy simple, operando dentro de la envolvente de vuelo normal, y si solo se necesitan datos de salida limitada, un simulador de instrucción puede ser la mejor solución. En el caso de una falla de sistema más compleja, un régimen de vuelo próximo o que excede de la envolvente de vuelo normal (alta velocidad, ángulo de ataque, derrape, velocidad de encabritamiento inicial, etc.) o, si es necesario registrar una cantidad considerable de datos, debería usarse un simulador técnico.

6.2.27 Especialmente en el caso del simulador de instrucción, es imperativo que se consulte al fabricante del simulador, y quizá al de la célula, para comprender plenamente la precisión del modelo del simulador. Los simuladores de instrucción deben ser similares a la aeronave real únicamente para ciertas maniobras y condiciones de falla, y quizá no representen la aeronave real para otras fallas o condiciones. Además, cabe señalar que los simuladores basados en el movimiento no proporcionan señales de aceleración o visuales idénticas a las de la aeronave real. El Grupo de Performance no solo debe estar consciente de estas limitaciones, sino que debe informar también a los otros miembros de la investigación en cuanto a la precisión y límites de las simulaciones.

2. Normalmente, la estructura del ala está diseñada para ser lo suficientemente rígida de modo que la eficacia del alerón no se invierta en un entorno operacional de velocidad y factor de carga normales.

6.2.28 En algunos casos, el Grupo de Performance considerará que es necesario recoger datos adicionales y programarlos en el simulador. Puede ser necesario generar datos de túnel aerodinámico o dinámica de fluidos computacional (CFD). Ambas fuentes tienen sus limitaciones y requieren gastos considerables de tiempo y dinero. Al igual que en todas las actividades de investigación, el Grupo de Performance debe tener cuidado en determinar si las preguntas a las que trata de responder justifican el gasto de recursos. Esto debería ser un proceso continuo, dado que otros trabajos en la investigación pueden eliminar la necesidad, o la cantidad, de datos que han de recogerse.

Realización de pruebas de aeronaves (ensayos en vuelo y en tierra)

6.2.29 En ciertos casos, los ensayos en vuelo o en tierra son necesarios para obtener información que no puede obtenerse mediante análisis, ensayos de túnel aerodinámico, simulaciones, etc. El ensayo modelo generalmente es un último recurso debido al costo y al tiempo que requiere producirlo. El ensayo en tierra (rodaje, despegue o ensayo estacional) es menos oneroso, pero de todos modos requiere planificación y tiempo de ejecución considerables.

6.2.30 La mejor aplicación de ensayo de aeronave es obtener datos dentro de la envolvente de vuelo que pueden usarse directamente o extrapolarse para el simulador u otro análisis del accidente, en vez de tratar de repetir la maniobra del accidente. Obviamente, existe un riesgo en tratar de duplicar las condiciones del accidente de modo muy similar. Proponer un ensayo fuera de la envolvente de vuelo certificada de la aeronave añade un grado de complejidad y riesgo que raramente llega a justificarse[3]. Es aconsejable que el ensayo de la aeronave lo realice únicamente el fabricante de la aeronave o una organización con amplia competencia técnica y experiencia en la realización de determinadas pruebas.

Preparación de animación por computadora

6.2.31 El Grupo de Performance a menudo participa en producir animaciones por computadora de la secuencia del accidente. Una responsabilidad importante del grupo es asegurar que la animación refleje *exactamente* el movimiento de la aeronave. Hay casos en que las limitaciones de los datos disponibles (falta de datos, error del sensor, retardo, muestreo insuficiente, etc.) exigen que el Grupo de Performance manipule los datos disponibles para usarlos en la animación. Es esencial que el Grupo de Performance no solo use rigor matemático y principios técnicos sólidos al realizar toda manipulación de datos que sea necesaria, sino que también indique claramente en la animación que los datos han sido manipulados.

Evaluación de la performance de despegue y aterrizaje

6.2.32 Debido al considerable número de accidentes que ocurren durante el despegue o el aterrizaje, el Grupo de Performance a menudo debe realizar análisis de distancia de aterrizaje o de despegue. Estos cálculos son complejos debido a que suponen analizar fuerzas aerodinámicas, de propulsión y de fricción de balanceo.

6.2.33 Aunque los datos de performance en el manual del piloto o de operaciones pueden proporcionar cierta información útil, las condiciones reales del accidente raramente serán las mismas que las supuestas en los diagramas de performance del manual. Unos pocos nudos de diferencia en el despegue interrumpido o la velocidad en la toma de contacto, o unos pocos segundos de demora en la aplicación de frenos aerodinámicos pueden tener un efecto significativo en la distancia de detención. Una vez más, el Grupo de Performance debería pedir la asistencia del fabricante de la aeronave para un análisis más preciso.

3. Puede haber una excepción a esta regla para las condiciones que el fabricante ya ha ensayado para proporcionar un margen de seguridad a los límites de operación certificados.

6.3 FUENTES DE DATOS

Generalidades

6.3.1 Hay muchas fuentes de datos posibles que el Grupo de Performance puede usar en la investigación. Muchos de estos datos los recogen otros grupos de investigación. El jefe del Grupo de Performance debería determinar qué datos necesita recoger el grupo, y después qué otros grupos de investigación recogerán los demás datos necesarios.

6.3.2 El Grupo de Performance debería saber que entre las diversas fuentes de datos habrá cierto grado de conflicto. Esto es especialmente verdad en los relatos de los testigos oculares, que pueden ser una fuente de información poco segura. Todos los datos disponibles deberían ser recogidos y examinados cuidadosamente para determinar cuáles son los datos más precisos y adecuados para el análisis. Puede ser necesario obtener datos adicionales mediante ensayos en vuelo o en tierra, simulaciones, etc., como se describe más adelante. Además, es una buena práctica documentar qué datos, si los hubiera, no se usaron para el análisis final y las razones para ello.

Registrador de datos de vuelo

6.3.3 Los datos del registrador de datos de vuelo (FDR), naturalmente, pueden ser extremadamente útiles para el Grupo de Performance. Sin embargo, se debe evaluar cada parámetro FDR empleado para su lectura correcta, fiabilidad y precisión. Por ejemplo, las verificaciones de mandos de vuelo antes de volar pueden ayudar a confirmar la medición correcta de las flexiones de superficies de mando.

6.3.4 Se deberían verificar los parámetros en cuanto a ceros y errores sistemáticos, así como adaptaciones a escala correctas. Cuando sea posible, cada parámetro debería verificarse con otros parámetros. Por ejemplo, las aceleraciones pueden integrarse y comprobarse teniendo en cuenta la velocidad o altitud barométrica. El parámetro debería verificarse también con respecto a “razonabilidad”. Por ejemplo, el investigador debería preguntarse acerca de una cuarta lectura de aceleración vertical “g” si la aeronave solo es capaz de generar dos g para esa condición de vuelo en particular.

6.3.5 También es importante que el investigador de performance sepa cuál es la fuente de cada parámetro, el régimen de muestreo, la resolución de la medición y si se aplica filtración. Algunas mediciones pueden filtrarse inherentemente o retardar lo que se está midiendo. Algunas mediciones pueden registrar la posición del actuador, no la superficie real que se flexiona.

6.3.6 Finalmente, el investigador de performance debe reconocer también la limitación inherente del régimen de muestreo y la resolución de medición cuándo se interpretan datos FDR. Cada “punto” de dato registrado en realidad es más bien una “caja” o gama de datos, cuyo tamaño se define por régimen de muestreo y precisión y resolución de medición. Esto es particularmente importante cuando se trata de determinar la tasa de variación de un parámetro.

Registrador de acceso rápido

6.3.7 Los datos del registrador de acceso rápido (QAR) pueden sobrevivir el impacto y pueden complementar los datos del FDR. En algunos casos, el QAR registrará muchos más parámetros que el FDR. Aun cuando se obtenga un buen conjunto de datos FDR, se debería examinar el QAR para ayudar a verificar o complementar los datos FDR. Las mismas cuestiones de precisión, fiabilidad, régimen de muestreo, resolución de datos, etc., que se aplican al uso de datos FDR se aplican también a los datos QAR.

Datos registrados de los sistemas de a bordo

6.3.8 Los datos registrados de los sistemas de a bordo se obtienen más fácilmente de la memoria no volátil (NVM). Aunque la NVM generalmente no está protegida contra colisión, a menudo sobrevive el impacto y a la exposición de algunos grados de calor. El Grupo de Performance debería trabajar con el Grupo de Sistemas para comprender qué tipo de datos puede haber disponibles. Los sistemas de mantenimiento central, los de gestión de vuelo, TCAS y muchos otros pueden proporcionar datos valiosos para los grupos de Sistemas y de Performance.

ACARS[4]

6.3.9 Muchas aeronaves transmiten automáticamente datos de performance y mantenimiento a estaciones satélite o terrestres para diversos fines de mantenimiento. Los datos generalmente se registran para fases de vuelo predeterminadas (por ejemplo despegue, ascenso inicial, crucero, etc.) y ciertas excedencias o fallas del motor o de sistemas. Estos datos pueden tener un valor limitado debido a que normalmente consisten en “instantáneas” o salidas parciales de información, en vez de datos de la evolución o variación en el tiempo extraídos del FDR o QAR.

Datos radar registrados

6.3.10 Los datos radar registrados pueden ser una fuente valiosa de información para el Grupo de Performance. Es importante que el procesamiento y la precisión de los datos se comprendan cabalmente antes de usarlos. La precisión de los datos depende del tipo de radar y de la distancia entre la aeronave y la antena radar. Los datos radar presentados en una pantalla radar del controlador generalmente están muy procesados. Aunque los datos procesados pueden ser útiles para comprender lo que el controlador “vio” en la pantalla radar, el investigador respecto a la performance debería comenzar con los datos brutos y comprender todas las conversiones, filtraciones, cálculos, etc., que se aplican a los datos. Es necesario recordar que la fuente de altitud normalmente proviene del transpondedor de la aeronave y no del radar terrestre[5].

6.3.11 A menudo hay múltiples conjuntos de datos radar de fuentes independientes (controles de aproximación, control en ruta, radar de aeropuerto militar, etc. cercanos). Además, los datos radar de a bordo pueden provenir de aeronaves de vigilancia militar. Generalmente, todas las fuentes radar deberían estar incluidas para obtener los datos radar más precisos.

Marcas de impacto

6.3.12 Las marcas de impacto, tanto sobre el suelo como sobre los restos de la aeronave, pueden proporcionar información valiosa para comprender la actitud y trayectoria de la aeronave en el impacto. Las marcas de impacto (también llamadas marcas testigo y trazas o huellas en el terreno) deberían medirse cuidadosamente y documentarse lo antes posible, dado que a menudo devienen imprecisas durante la investigación. Las marcas de resbalamiento y las huellas de neumáticos, naturalmente, son particularmente útiles para los casos de sobrepaso y salida de pista.

6.3.13 Las marcas testigos de lecturas de instrumentos analógicos en el momento del impacto han sido tradicionalmente una fuente de información útil. Muchos instrumentos digitales tienen circuitos de memoria, o porciones iluminadas que pueden registrar las condiciones del impacto, que se deben manipular cuidadosamente hasta que puedan ser analizados en el laboratorio.

4. Sistema ARINC de direccionamiento e informe para comunicaciones de aeronaves.
5. Algunos sistemas de radar militar proporcionan altitud basada en radar.

Vídeos y cámaras de vigilancia

6.3.14 Los registros vídeo, teléfonos móviles y cámaras de vigilancia, cada vez más comunes, proporcionan imágenes vídeo o fijas y son útiles para el investigador de performance. Las videocintas de cámaras encontradas en los restos también deberían ser examinadas a fondo. El Grupo de Performance debería procurar activamente obtener estas fuentes de información en potencia.

Relatos de testigos

6.3.15 Los relatos de testigos pueden ser la fuente de información menos fiable para el Grupo de Performance pero, evaluados correctamente, pueden proporcionar cierta información útil. El investigador de performance algunas veces puede obtener información acerca de la trayectoria del avión desde el lugar en que se encontraba el testigo y puntos de referencia y obstrucciones para ver la aeronave. Las declaraciones de testigos deberían usarse como dato secundario o de confirmación si, como se describen antes, están disponibles[6]. Las técnicas para entrevistar testigos y analizar entrevistas correctamente se examinan en otros capítulos de este manual.

Registrador de la voz en el puesto de pilotaje

6.3.16 El registrador de la voz en el puesto de pilotaje (CVR) a menudo proveerá información útil al Grupo de Performance. El sonido del tren de proa sobre las juntas del pavimento de la pista algunas veces puede usarse para determinar la velocidad de la aeronave. Los sonidos de motor pueden usarse para determinar la velocidad del motor. La hora de la toma de contacto o de la elevación inicial a menudo puede obtenerse, como así también la hora de aplicación del freno aerodinámico, advertencia de pérdida, alerta de altitud, advertencias de proximidad del terreno, señales del altímetro radar, etc.

Registradores de imágenes de a bordo

6.3.17 Los registradores de imágenes de a bordo (AIR) pueden proporcionar información valiosa para el Grupo de Performance. Los eventos no registrados en otros registradores de la aeronave (FDR, CVR, etc.) pueden ser capturados en el AIR. Hasta ahora, los AIR no han sido muy utilizados, de modo que aún no se conoce en toda su extensión la información que pueden proporcionar.

Datos meteorológicos

6.3.18 Los datos meteorológicos pueden ser muy valiosos para el Grupo de Performance. Los datos sobre el viento tienen un valor particular, dado que es necesario correlacionar el movimiento de la aeronave con relación a la masa de aire y el movimiento de la aeronave con relación al terreno. Los sistemas de gestión de vuelo de algunas aeronaves computan la velocidad y la dirección del viento a partir de información inercial, velocidad aerodinámica y rumbo. Cuando sea posible, el investigador de performance debería comprobar esto con los informes sobre el viento proporcionados por las fuentes en tierra. Aunque los datos del viento computados por el sistema de gestión de vuelo algunas veces puedan ser más precisos, el investigador de performance debería comprender cabalmente cómo se deriva antes de usarlo para el análisis.

6. En algunos casos, el Grupo de Performance tendrá que evaluar datos registrados fiables para ayudar a explicar lo que los testigos declararon, en vez de a la inversa.

6.3.19 La investigación de performance de la aeronave puede identificar modos de fallas imprevistos en nuevas aeronaves, o modos nuevos de fallas emergentes debido a la fatiga en aeronaves más viejas. Esto puede asociarse o no con el accidente que se investiga; sin embargo, se debe comunicar esto a los diversos organismos para que cada uno adopte medidas a fin de evitar accidentes. Como mínimo, estas preocupaciones pueden suscitar investigación adicional o inspecciones de mantenimiento hasta que estos indicadores puedan confirmarse o eliminarse.

———————

Capítulo 7

REGISTRADORES DE VUELO

7.1 GENERALIDADES

7.1.1 El término “registradores de vuelo” comprende varios tipos de registradores que pueden estar instalados en aeronaves para fines de complementar la investigación de accidentes o incidentes (véase la Figura III-7-1). La OACI requiere registradores que sean a prueba de accidentes para fines de la investigación pertinente, que incorporan las funciones comúnmente asociadas con un registrador de datos de vuelo (FDR) y un registrador de la voz en el puesto de pilotaje (CVR). Sin embargo, muchas aeronaves también tienen otros registradores que no subsisten después del accidente y que se usan de ordinario para las operaciones diarias de las líneas aéreas. Estos registradores pueden ser muy útiles para los investigadores y a menudo subsisten después de un accidente, aun cuando no estén protegidos a tal efecto. Los registradores combinados, registradores que registran varias funciones en la misma unidad, también están siendo cada vez más comunes. Los registradores a prueba de accidentes están diseñados para resistir fuerzas de gran impacto, incendios de corta y larga duración, la penetración y otras condiciones del ambiente a fin de maximizar la posibilidad de subsistir después de un accidente. En general, el fuego es la causa más común para que el soporte del registro no subsista. Estos diferentes tipos de registradores, tanto los que subsisten como los que no subsisten, a menudo se mencionan como “registrador de vuelo” en un sentido general, pero específicamente son:

a) El registrador de datos de vuelo (FDR) es un sistema que puede subsistir después de un accidente y que registra parámetros de datos de los sistemas de datos de la aeronave. Los parámetros pueden estar dedicados al FDR, pero en las aeronaves más modernas lo común es que los parámetros los necesita y usa la aeronave para operar y, en estos casos, los datos están inmediatamente disponibles para ser registrados por el FDR. La mayoría de los Estados requieren que se registren un número mínimo de parámetros que se consideran obligatorios, pero la mayoría de las aeronaves fabricadas actualmente registran en el FDR una cantidad de parámetros que a menudo excede el número mínimo obligatorio exigido.

b) El registrador de la voz en el puesto de pilotaje (CVR) es un sistema que puede subsistir después de un accidente y que registra el entorno acústico del puesto de pilotaje y conversaciones de la tripulación en el puesto de pilotaje junto con las comunicaciones por radio entre aeronaves a través de un micrófono de área del puesto de pilotaje (CAM), microteléfonos y el sistema de comunicaciones al público (PA) y comunicaciones radiotelefónicas.

c) El registrador de imágenes de a bordo (AIR) es un sistema que puede subsistir después de un accidente y que captura y registra imágenes del puesto de pilotaje. El registro de imágenes, en el momento que escribimos, no es obligatorio en ningún Estado; sin embargo, varios accidentes graves han destacado los posibles beneficios de esta capacidad en el futuro. El término “vídeo” fue intencionalmente reemplazado por imágenes para subrayar que la voz es una función separada y que la frecuencia de imagen necesaria para la investigación de accidentes es mucho menor que la típica de 30 imágenes por segundo de la norma vídeo. Cinco imágenes por segundo se consideran adecuadas para capturar el movimiento y se favorece una mayor duración del registro en vez de frecuencias de imagen más elevadas para cualquier dispositivo de registro de imágenes.



Figura III-7-1. Registrador de datos de vuelo

d) El registrador de enlace de datos es un sistema que puede subsistir después de un accidente y que registra mensajes digitales transmitidos entre la aeronave y tierra. Este método de comunicación remplaza muchas conversaciones entre la aeronave y el control de tránsito aéreo. Los registros del enlace de datos tienen típicamente la misma duración que los del CVR.

e) El registrador combinado, "combi", se refiere a una unidad que puede subsistir después de un accidente y que registra más de una función en una caja. Típicamente, una combi incorpora las funciones de FDR y CVR, pero puede admitir capacidades de registro de imágenes y enlace de datos. A los efectos de duplicación, la mayoría de los Estados exigen por lo menos dos cajas instaladas en cualquiera de las grandes aeronaves comerciales si se usa un registrador combinado. Uno puede estar situado adelante y otro atrás.

f) El registrador de acceso rápido/registrador de acceso directo (QAR/DAR) es un sistema que no puede subsistir después de un accidente para los parámetros de registro de datos y que típicamente contiene datos de más duración que el FDR con una unidad de memoria desmontable para facilitar la obtención de datos de vuelo o bien una opción de telecarga inalámbrica. Los QAR y DARS pueden registrar la misma corriente de datos que el FDR o, en algunos casos, recibir corrientes diferentes que pueden capturar parámetros adicionales (Figura III-7-2).

7.1.2 Es conveniente que las autoridades de investigación de accidentes de cada Estado mantengan una lista del tipo y lugar en que se encuentran los registradores de datos de vuelo y de la voz en el puesto de pilotaje con respecto a cada explotador y tipo de aeronave registrado en ese Estado.

7.1.3 Los FDR, QAR y DAR frecuentemente registran gran volumen de información que, combinada con el CVR, en muchos casos pueden proporcionar toda la información necesaria para investigar a fondo el accidente. Se debe dar alta prioridad a recuperarlos de los restos y la lectura debería efectuarse lo antes posible. Si el Estado que lleva a cabo la investigación no tiene capacidad adecuada para reproducción y análisis, los registradores deberían llevarse a una instalación adecuada de otro Estado. La orientación sobre consideraciones para la lectura y el análisis pueden encontrarse en el Anexo 13 de la OACI, Adjunto D.

7.1.4 Las especificaciones respecto a registradores de vuelo instalados en ciertos tipos de aeronaves figuran en el Anexo 6, y varios Estados exigen que los registradores de vuelo estén instalados en las aeronaves de categoría de transporte público como un requisito legal mientras que otros Estados hacen arreglos administrativos para usarlos.

Instalación y protección

7.1.5 Los registradores de vuelo destinados a subsistir después de accidentes están instalados típicamente en la cola de la aeronave (sea en el área presurizada o en la no presurizada) donde más probablemente experimentarán menos daño físico en un accidente. En el caso de registros combinados (cuando se instalan dos registradores combinados), se recomienda que ambos registradores estén separados colocando uno en la cola y otro en la proa (o morro) de la aeronave. Si bien la proa de la aeronave es un entorno más hostil en caso de accidente, también constituye una distancia más corta a los micrófonos del puesto de pilotaje, con lo que mejora la posibilidad de capturar los últimos milisegundos de información acústica que pueden ser críticos para una investigación.

7.1.6 La caja protectora contra accidentes de los registradores de vuelo debería estar diseñada para cumplir las normas internacionales aceptadas que se han publicado para este fin. Las normas de Eurocae son internacionales y están aceptadas en términos de protección contra accidentes.

7.1.7 Los registradores de vuelo deberían recibir su energía eléctrica desde la barra conectora que provee la máxima fiabilidad para el funcionamiento del registrador sin comprometer el servicio para satisfacer otras cargas esenciales o de emergencia.

Localización y recuperación de los registradores de vuelo

7.1.8 Después de una catástrofe aérea, la recuperación de los registradores de vuelo puede ser una tarea difícil. Puede ser necesaria cierta guía sobre qué buscar para ayudar a localizar los registradores. La apariencia de los registradores puede haber sido alterada durante un accidente en que hubo incendio e impacto, haciendo que los dispositivos no sean inmediatamente reconocibles. Si bien los registradores son sometidos a normas de subsistencia rigurosas, no son indestructibles. Las circunstancias de un accidente algunas veces exceden las limitaciones de diseño y la caja en que está alojado el registrador resulta comprometida. En este caso, puede ser más difícil localizar los registradores. Por ejemplo, si ha habido un incendio intenso después del impacto, los registradores pueden quedar ennegrecidos y ya no ser color naranja brillante. Además, la envoltura que protege contra accidentes el soporte del registro, normalmente la pieza más pesada de la unidad, puede ser desalojada de la caja protectora durante un impacto violento. Para fines de recuperación, es importante obtener este módulo en el que está emplazada la memoria del registrador, no la sección del registrador que da la señal de procesamiento. La Figura III-7-3 es un ejemplo de la apariencia del registrador después de un accidente.

7.1.9 En algunos casos, la envoltura contra accidentes puede resultar comprometida, exponiendo la cinta o el soporte del registro transistorizado que estaba dentro. Se debería tener cuidado de evitar más daños a estos componentes delicados. Todos los pedazos de cinta magnética, tableros electrónicos, o microplaquetas que se encuentren cerca del registrador deberían ser recogidos con cuidado. Los elementos transistorizados expuestos se deberían colocar en una bolsa electroestática, si hubiera disponible.

7.1.10 Es importante tomar nota del lugar de los registradores de vuelo y documentar las condiciones a las que estuvieron sometidos en el sitio del accidente. Por ejemplo, si hubo incendio, se debería tomar nota de la intensidad y duración para ayudar a determinar el mejor procedimiento para recuperar los datos del accidente.

Recuperación subacuática

7.1.11 Si los restos de la aeronave están bajo el agua y el lugar en que se encuentran los registradores no es evidente, puede ser necesario equipo especial para identificar y recuperar los dispositivos. El FDR y el CVR están equipados con una baliza de localización subacuática (ULB) comúnmente llamada “pinger”. Al entrar en contacto con un elemento húmedo este dispositivo activará y enviará una señal zonal durante aproximadamente 30 días. Para que sea eficaz, la ULB debe mantenerse cada 2 a 6 años (dependiendo del modelo), mediante el reemplazo de un acumulador. Este dispositivo no está destinado a funcionar después del impacto sobre el terreno, sino solo cuando esté sumergido en agua. Se necesita equipo especial y a menudo, dependiendo de las circunstancias, la colaboración con organismos marítimos a fin de captar la señal de un localizador y recuperar unidades. Varios laboratorios de investigación tienen experiencia en este procedimiento al que los Estados pueden recurrir para asistencia.

7.1.12 Si el FDR y el CVR están bajo agua, es necesario recuperarlos y transportarlos del modo adecuado para mitigar la posibilidad de más daños. Para esto, se deberían llevar al sitio de recuperación dos contenedores estancos, tales como heladeras portátiles ordinarias, que son ligeramente más grandes que los registradores. Una vez que se han localizado los registradores, deberían enjuagarse en agua fresca (destilada o desionizada) y colocados en el contenedor estanco. Los registradores deberían transportarse completamente sumergidos en agua fresca (o en agua del sitio si no se dispone de agua limpia). Ambos registradores deberían mantenerse en agua en todo momento, dado que se producirá rápidamente la oxidación que puede hacer que se dañen los datos registrados.

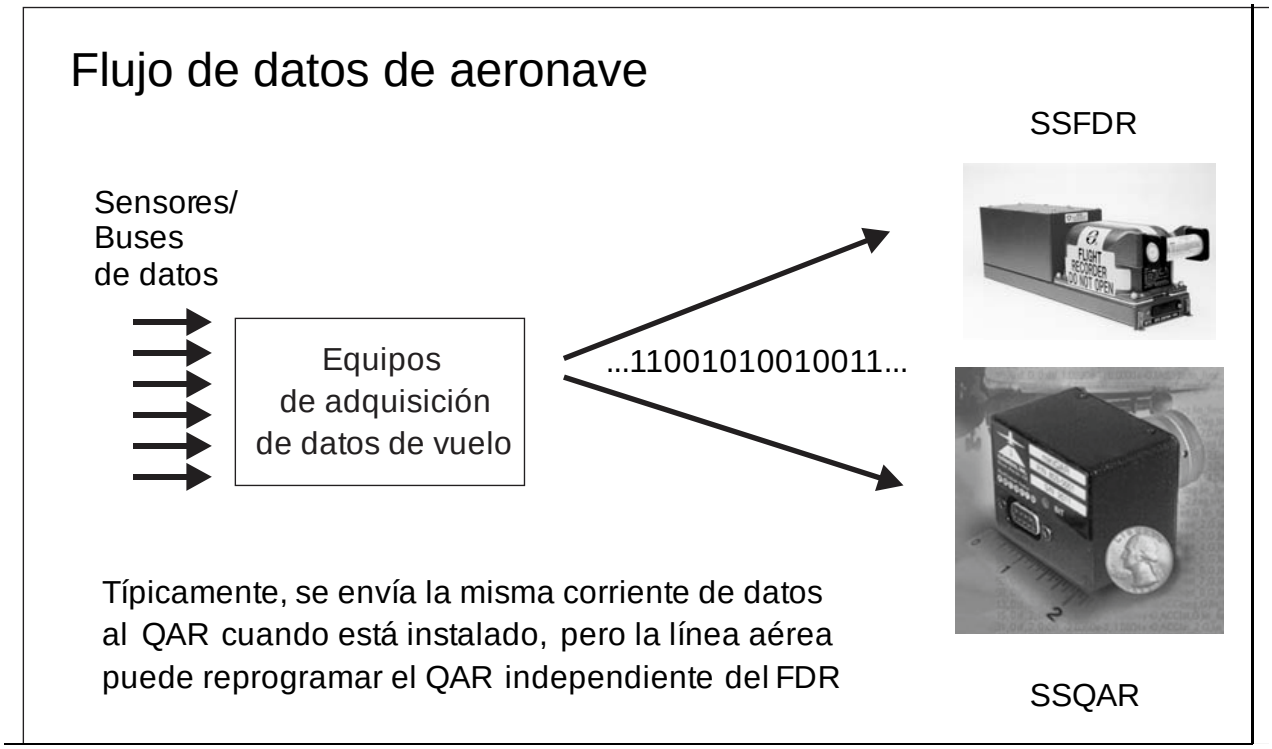


Figura III-7-2. Flujo de datos de aeronave



Figura III-7-3. Soportes de registro dañados

7.1.13 La parte superior de los contenedores puede sellarse con silicona durante el transporte, lo que minimiza la exposición al aire. Es vital transferirlos inmediatamente a un laboratorio calificado. Normalmente, los laboratorios con experiencia desarmarán el registrador en agua a fin de minimizar la exposición al aire hasta que sea el momento de la lectura de los datos.

Preparación de la lectura de los registradores

7.1.14 Independientemente del tipo de sistema de registro, no se debería intentar llevar a cabo una lectura en el sitio del accidente, ni en la aeronave ni en aparatos de lectura. Aun cuando el registrador parezca estar en buenas condiciones, podría haber daños internos debido al calor o al impacto. Ya se han perdido datos críticos de seguridad operacional como resultado de un intento prematuro de lectura. Algunos de los riesgos incluyen casos en que la cinta en que se han registrado los datos resultó rota, estirada, fundida o mezclada con residuos. Podría haberse producido cortocircuito en los circuitos del registrador, los elementos de la memoria interna estar quebrados o las microplaquetas de la minoría estar fundidas. Tratar de aprovechar la información de los FDR o CVR sin la precaución adecuada podría destruir los datos permanentemente.

7.1.15 Los registradores de vuelo deberían ser transportados personalmente a una instalación adecuada de lectura y análisis en la que personal calificado pueda efectuar el procesamiento pertinente. Cuando se envía o transportan los registradores de vuelo, estos deberían estar adecuadamente empaquetados para evitar más daños. No se debería tratar de limpiar el registrador en el sitio del accidente, salvo enjuagarlo con agua fresca si el registrador ya está mojado. Si es posible, se debe evitar la exposición a rayos X y a otras ondas electromagnéticas, por ejemplo, de puertas automáticas.

7.1.16 Si el Estado que lleva a cabo la investigación no tiene capacidad adecuada para la lectura y/o análisis, entonces los registradores deberían llevarse, oportunamente, a una instalación de otro Estado. La orientación sobre consideraciones para la lectura y análisis puede encontrarse en el Anexo 13, Adjunto D, de la OACI. Hay varios

laboratorios con instalaciones para lectura en todo el mundo y generalmente están dispuestos a ayudar a los Estados con servicios gratuitos para registradores de vuelo. Cada vez que sea posible, todos los registradores de vuelo de un suceso deberían llevarse al mismo laboratorio. La información sobre las unidades a menudo es complementaria y la correlación cruzada y validación de los datos se simplifica. Además, la información de los FDR y CVR puede combinarse fácilmente en una reconstrucción general del vuelo con transcripción integrada de datos de voz y audio.

7.1.17 Antes de llevar un registrador a un organismo de investigación para llevar a cabo una lectura, sería conveniente enviar por adelantado tanta información como sea posible respecto al registrador, tales como información de la placa frontal (fabricante, número de pieza y número de serie), historia de modificaciones, descripción de la condición general y fotos digitales de la unidad. Además, detalles acerca del suceso, tales como tipo y número de serie de la aeronave y lugar y descripción del suceso, ayudarán a preparar la lectura.

7.2 REGISTRADORES DE DATOS DE VUELO

7.2.1 Los datos de vuelo, sonoros, imágenes y mensajes para enlace de datos pueden registrarse en tres tipos distintos de soportes: cinta magnética, disco óptico o memoria de semiconductores. Todos los FDR en servicio registran datos digitales, pero estos datos digitales pueden registrarse sobre cinta magnética o en semiconductores. Los discos ópticos solo se usan para QAR y DAR dado que no pueden ser protegidos efectivamente contra accidentes. Hoy en día, la mayoría de los QAR y DAR son de semiconductores, al igual que los registradores de datos de vuelo. Los registradores análogos (tales como los de banda metálica) ya no se usan. Asimismo, los registradores de cinta magnética tampoco se fabrican, favoreciendo los de memoria de semiconductores que son más fáciles de mantener y más fiables.

7.2.2 Cabe señalar que este capítulo se refiere principalmente al uso principal del FDR — es decir, investigación de accidentes; aunque cada vez más líneas aéreas usan el FDR o un QAR comparable para la vigilancia ordinaria y la prevención de accidentes.

Finalidad del registrador de datos de vuelo

7.2.3 La finalidad primordial de un sistema FDR moderno es capturar todos los datos significativos relacionados con la operación y la performance de la aeronave a partir del gran volumen de información disponible en los sistemas de barra ómnibus de datos de la aeronave. A menudo hay suficiente información para derivar la trayectoria de vuelo de la aeronave en tres dimensiones: para determinar la actitud de la aeronave, determinar las fuerzas que actuaban sobre la aeronave y determinar la manera precisa en que se estaba operando la aeronave. A menudo, el FDR registrará también el estado de numerosos sistemas así como toda advertencia que puedan haber provocado. Los QAR y DAR registran fundamentalmente la misma información que el FDR, o más, pero están más fácilmente accesibles para el uso ordinario y/o la investigación de accidentes. Cabe señalar que los QAR ópticos no deberían usarse para la investigación de incidentes solamente (siempre debería haber FDR) puesto que los discos ópticos frecuentemente pierden datos debido a que no pueden registrar durante turbulencia o movimiento violento.

Soportes de registro

7.2.4 Hay cuatro tipos básicos de soportes de registro en vuelo que se usan actualmente: disco óptico (los QAR y DAR viejos), tarjetas de memoria PCMCIA (QAR y DAR), cinta magnética (registradores más viejos) y semiconductores.

Modo de sacar y manipular los soportes de registro

7.2.5 Al quitar y ulteriormente manipular los soportes de registros deben observarse las precauciones que siguen. Independientemente del tipo de sistema de registro, no debe intentarse una lectura en el sitio del accidente; en vez, el registro debería ser llevado oportunamente y en persona a una instalación adecuada de lectura y análisis donde personal cualificado pueda realizar un procesamiento adecuado. Siempre que sea posible, se deberían llevar todos los registradores a la misma instalación, dado que la información a menudo es complementaria; esto es útil para fines de correlación cruzada y validación y porque la información puede combinarse en una reconstrucción general del vuelo con una transcripción integrada de datos de voz y audio.

Lectura y análisis

7.2.6 Hay dos procesos claramente definidos para los FDR y CVR así como otros registros empleados en la investigación. El primer proceso es extraer del soporte los datos registrados y sin procesar. El segundo es la conversión de la información útil, tales como unidades técnicas para el caso de datos de vuelo y audio utilizables en el caso de un CVR.

Proceso de extracción de datos

7.2.7 El proceso de extracción de datos consiste en obtener una lectura del contenido del soporte del registrador. Para los registradores de cinta magnética, los laboratorios de investigación experimentados tienen técnicas que digitalizan la señal de cinta magnética y usan soporte lógico especializado para decodificar la información. Para las memorias de semiconductores, se usa el soporte lógico adecuado de protocolo de interfaz para comunicar con el dispositivo de memoria. Las instalaciones de lectura de las líneas aéreas, principalmente diseñadas para mantenimiento del registrador, no deberían usarse para una investigación. Las autoridades de investigación usan soporte lógico especialmente desarrollado capaz de investigar los datos a nivel de bit y tienen técnicas especiales para recobrar información de los soportes dañados (Figura III-7-4).

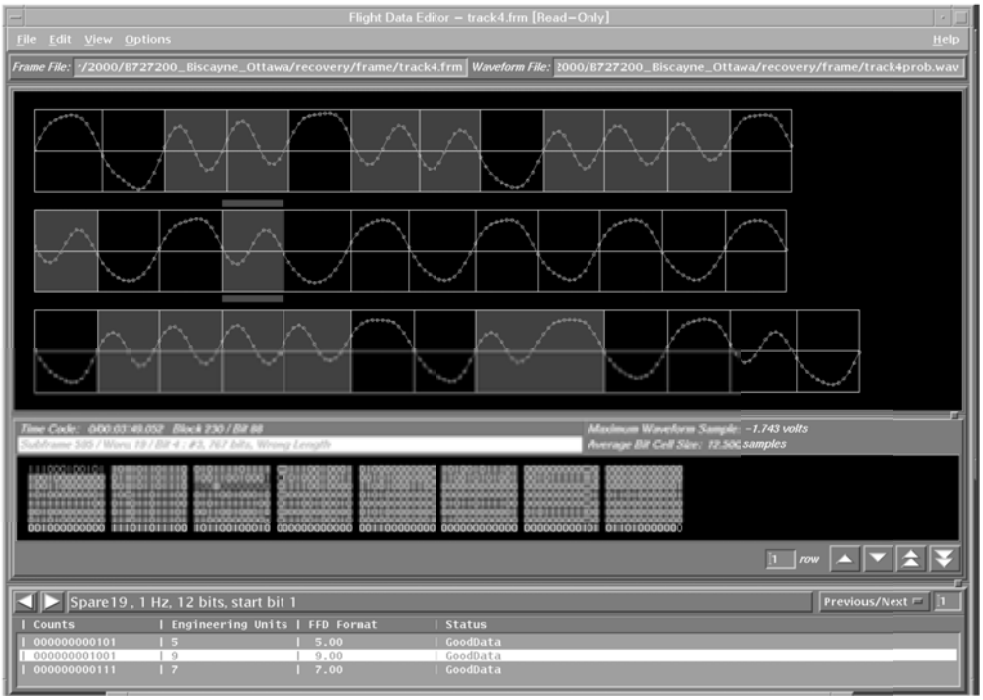


Figura III-7-4. Edición del nivel de bits – Corrección de pérdida de información

Conversión a unidades técnicas

7.2.8 Una vez que los datos se han extraído del registrador, puede comenzar el proceso de análisis. Convertir todos los datos de vuelo registrados en unidades técnicas ya no es práctico debido al volumen de los datos registrados. Hoy en día, hay herramientas de soporte lógico avanzadas que convierten interactivamente datos binarios en unidades técnicas según sea necesario para facilitar el proceso de análisis. Es importante para los investigadores apreciar este aspecto y trabajar en estrecha colaboración con los especialistas versados en estas herramientas de soporte lógico. Las herramientas de análisis adecuadas, incluidas las de animación de vuelo, deberían estar disponibles para trabajar de forma interactiva con los datos binarios y convertir los datos según sea necesario para la aplicación. Esto elimina el procesamiento previo innecesario e ineficiente de los datos. Si el fabricante de la aeronave necesita los datos para ayudar en la investigación, normalmente querrá los datos binarios sin procesar, datos no procesados previamente, que ya están en las unidades técnicas.

7.2.9 Al tratar datos registrados en el FDR solo será posible obtener una lectura de los datos no procesados de las organizaciones que tienen el equipo de lectura apropiado. Esto puede hacer necesario el permitir que los registros de vuelo se lleven fuera de la jurisdicción del Estado que lleva a cabo la investigación. Debería ser responsabilidad del representante acreditado del Estado en que se lleva a cabo la lectura asegurar que se otorgue el nivel de prioridad y seguridad apropiado para obtener una lectura precisa y oportuna.

Selección de parámetros

7.2.10 En las aeronaves modernas de hoy en día, con ricos entornos de datos digitales, los fabricantes de aeronaves registran muchos más datos que lo que establecen los requisitos, luchando para capturar virtualmente toda la información pertinente sobre barras ómnibus. La última generación de aeronaves puede tener miles de parámetros registrados. Es importante que los investigadores tengan herramientas de análisis adecuadas para validar la conversión de los datos en bruto en unidades técnicas de medida y buscar y seleccionar eficientemente entre los datos para extraer los parámetros pertinentes para la investigación de que se trata. Se recomienda un sistema de análisis profesional capaz de trabajar interactivamente con los datos de vuelo en vez de impresiones en papel u hojas de cálculo electrónico de los datos. Las impresiones y hojas de cálculo pueden aceptar solamente cantidades limitadas de parámetros, pero con la gran cantidad de parámetros disponibles hoy en día, los investigadores necesitan herramientas adecuadas para facilitar el estudio de los datos.

7.2.11 El formato de los datos es una consideración importante cuando se usan/comparten datos de vuelo entre las partes interesadas durante la investigación de un accidente. El uso de hojas de cálculo (tales como Microsoft Excel) para difundir datos de vuelo se ha hecho cada vez más popular; sin embargo, la mayoría de las autoridades de investigación y los fabricantes de aeronaves prefieren marcadamente los datos en el formato original. Cuando se pasan archivos de hojas de cálculo de un proceso o un sistema a otro, resulta problemático pasar todos los parámetros registrados. Una aeronave moderna puede tener más de mil parámetros y aplicaciones tales como Microsoft Excel no pueden tratar los datos debido a las limitaciones del tamaño de los archivos. Lo que se hace típicamente es enviar solamente los parámetros que se necesitan. Esto puede comprometer el proceso debido a que el investigador no tiene toda la información y debe prejuzgar qué es importante.

7.2.12 Otro problema más serio cuando se usan archivos de hojas de cálculo para el análisis es el elemento de tiempo. Dos parámetros que estén registrados en una muestra por segundo en realidad no lo están al mismo tiempo en ese segundo. Hay un desfase relativo, a menudo basado en la situación de la palabra. Por ejemplo, “aileron position” (posición del alerón) y “control wheel” (volante de mando), si bien ambas expresiones en la muestra se registraron a una por segundo, habrá un desfase entre ambas de justo menos que un segundo. A fin de mantener la resolución temporal de los datos originales, el archivo de unidades técnicas de medida debe incrementarse a intervalos que coinciden con la frecuencia de la trama de datos. Por ejemplo, una frecuencia de 64 palabras por minuto necesitará los datos impresos en intervalos de 1/64 para mantener la misma resolución temporal para cada parámetro. Esto significa que si se quieren observar 25 horas de datos usando archivos de unidades técnicas, se necesitarían 64 líneas de datos por cada segundo.

7.2.13 Los fabricantes de aeronaves también están adquiriendo conciencia de este problema, creciente, de usar hojas de cálculo para analizar y difundir datos de vuelo. Si se envía una hoja de cálculo a alguien para que ayude a analizarla (por ejemplo, al fabricante de la aeronave) quien la recibe no tiene todos los parámetros ni la resolución temporal pertinente y no puede verificar el proceso de conversión de unidades técnicas de medida si sospecha la existencia de un problema. El proceso de conversión a unidades técnicas presenta muchas oportunidades para cometer errores, especialmente con parámetros que no se analizan frecuentemente. Nunca se deberían aceptar los datos en unidades técnicas como objetivos, basado en hechos, sin la correspondiente validación cada vez.

Análisis

7.2.14 El proceso de análisis generalmente lo lleva a cabo un equipo multidisciplinario que incluye analistas de datos de vuelo experimentados en consulta con ingenieros de performance, ingenieros aeronáuticos, especialistas en operaciones y especialistas en sistemas. Durante el análisis de datos de vuelo y/o voz registrados, las representaciones gráficas, transcripciones y animaciones de vuelo son todas técnicas eficaces para comenzar a documentar los aspectos pertinentes de los registros que comienzan a expresar una historia. La derivación matemática de parámetros adicionales, la interpolación, extrapolación y otras técnicas se usan para comprender los datos (Figura III-7-5).

7.2.15 *Performance de la aeronave.* Una parte fundamental del proceso del registrador de datos de vuelo es verificar si la aeronave tiene una performance como indican los datos o si los datos son incorrectos. En el pasado, se podían usar simuladores de vuelo caros para esta verificación; sin embargo, con las computadoras modernas de hoy día, ahora es práctico realizar ciertas tareas de validación de performance en una computadora personal con un soporte lógico adecuado y conocimientos especializados. El fabricante de aeronaves también tiene simuladores técnicos que pueden usarse para validar los datos de vuelo y para casos complejos debería estar íntimamente involucrado en este proceso, debido al elevado grado de parámetros aerodinámicos necesarios y el elevado nivel de conocimientos que son necesarios. Un simulador de vuelo con sistema de movimiento completo es útil cuando las cuestiones de movimiento y ergonómicas son tales que la réplica del puesto de pilotaje y de las sensaciones de movimiento son factores presuntos en la investigación.

7.3 REGISTRADORES DE LA VOZ EN EL PUESTO DE PILOTAJE

Generalidades

7.3.1 La necesidad de instalar registradores de la voz en el puesto de pilotaje en las aeronaves de transporte proviene del hecho que en muchos accidentes e incidentes graves, las acciones o la ausencia de las mismas por parte de la tripulación de vuelo son un componente importante para comprender la investigación. Además de comunicaciones valiosas entre la tripulación, el entorno acústico del puesto de pilotaje puede arrojar luz sobre muchas investigaciones.

Finalidad del registrador de la voz en el puesto de pilotaje

7.3.2 La finalidad primaria del registrador de la voz en el puesto de pilotaje es proporcionar a la investigación un registro de las comunicaciones en el puesto de pilotaje, las radiocomunicaciones con los controladores de tierra así como un registro del entorno acústico general a bordo de la aeronave.

7.3.3 La experiencia ha demostrado que a menudo se registran sonidos importantes, por ejemplo movimiento de conmutadores, operación de los mandos selectores del flap y tren de aterrizaje, señales de alarma sonora, ruido del motor, ruido en el puesto de pilotaje relacionado con cambios en la velocidad aerodinámica, etc. Este tipo de información constituye una ayuda considerable para la investigación, especialmente cuando a partir del registro se puede determinar la hora precisa de cada sonido.



Figura III-7-5. Laboratorio de FDR/CVR
(Atención de la Comisión para la Seguridad del Transporte de Canadá)

Selección de parámetros

7.3.4 Los registradores de la voz en el puesto de pilotaje normalmente registran lo siguiente:

a) comunicaciones orales y/o digitales transmitidas o recibidas por radio en la aeronave;

b) comunicaciones orales de los miembros de la tripulación de vuelo en el puesto de pilotaje;

c) comunicaciones orales de los miembros de la tripulación de vuelo en el puesto de pilotaje usando el sistema de interfono de la aeronave;

d) señales sonoras o audio que identifican ayudas para la navegación o la aproximación introducidas en un auricular o amplificador; y

e) comunicaciones orales de los miembros de la tripulación de vuelo usando el sistema de altavoces para comunicar con los pasajeros, cuando hay tal sistema y no se usa el cuarto canal de registro.

7.3.5 A fin de registrar efectivamente las voces de los miembros de la tripulación de vuelo en el puesto de pilotaje, se instala un micrófono local en la mejor posición del puesto de pilotaje para registrar las comunicaciones orales que se originan en los puestos del primer y del segundo piloto así como las comunicaciones orales de otros miembros de la tripulación en el puesto de pilotaje cuando se dirigen a los puestos de dichos pilotos. Se debe poner cuidado en situar el micrófono y ajustar o complementar los amplificadores y filtros del registrador para asegurar un elevado nivel de inteligibilidad de las comunicaciones registradas cuando se registran en condiciones de ruido en vuelo en el puesto de pilotaje.

7.3.6 Los registradores de la voz en el puesto de pilotaje deberían instalarse de manera que cada fuente de información descrita antes pueda registrarse en un canal separado. Esto podría lograrse del siguiente modo:

a) para el primer canal, de cada micrófono, auricular o amplificador usado en el puesto del primer piloto;

b) para el segundo canal, de cada micrófono, auricular o amplificador usado en el puesto del segundo piloto;

c) para el tercer canal, del micrófono local montado en el tablero de instrumentos;

d) para el cuarto canal, para cada micrófono, auricular o amplificador usado en el puesto del tercero o cuarto miembro de la tripulación o, cuando no se use para este fin, de micrófonos asociados con el sistema de altavoz de la aeronave.

Instalación y protección

7.3.7 La instalación de un registrador de la voz en el puesto de pilotaje debería hacerse de modo que se minimice la probabilidad de accionar y operar por inadvertencia el dispositivo de borrado instantáneo durante el impacto.

Lectura y análisis

7.3.8 Hay dos procesos en la lectura y análisis de los CVR, que son el proceso de extracción de datos (igual que para los FDR), y el proceso de transcripción/análisis.

7.3.9 La finalidad de la etapa de extracción de datos es obtener un registro para fines de transcripción y análisis acertado. A fin de lograr esto, es necesario emplear equipo especializado de lectura de cinta magnética diseñado para reproducir la cinta de un tipo específico de registrador de la voz en el puesto de pilotaje. Los laboratorios experimentados tienen mecanismos de arrastre de cinta magnética ajustables para ese fin. Para los CVR de estado sólido, la memoria se extrae de un modo similar al de un FDR de estado sólido, usando los protocolos de interfaz apropiados para comunicar con el dispositivo de memoria.

7.3.10 Para los registradores magnéticos, es necesario corregir el tiempo del registro puesto que no se lo puede reproducir a precisamente la misma velocidad en que fue registrado. Con el tiempo, los pequeños errores de velocidad resultarán en grandes errores de tiempo. Hay varias técnicas conocidas por laboratorios de investigación con experiencia, tales como usar la frecuencia de 400 Hz en aeronaves para ajustar el tiempo y, una solución mejor, correlacionando la manipulación en VHF con los datos de vuelo registrados usando una regresión lineal durante toda la duración del CVR.

7.3.11 Para los CVR de estado sólido, el tiempo también puede ser un problema. Algunos sistemas modernos registran la hora GPS en todos los registradores, haciendo que la sincronización sea relativamente fácil.

7.3.12 Para los CVR, independientemente de que sean de cinta magnética o estado sólido, normalmente se genera una norma de la industria digital de compresión sin pérdida tales como (archivo wave o .wav) a una tasa de muestreo de 22 kHz o más elevada. Los laboratorios de investigación experimentados tienen técnicas para hacer más lento el discurso manteniendo al mismo tiempo la altura tonal correcta, filtrar el grado de ruido y hacer el análisis espectral para identificar sonidos y el comportamiento de motores. Todas estas aplicaciones pueden emplearse para aumentar considerablemente la calidad de una transcripción del CVR.

7.3.13 Una transcripción del CVR generalmente la realiza un grupo multidisciplinario que incluye especialistas en análisis acústico, operaciones y sistemas. La finalidad del grupo es producir una transcripción precisa de la conversación pertinente. Los Estados deberían acordar privilegio y protección considerables a los CVR. El grupo

debería transcribir únicamente la información pertinente, dado que generalmente no es necesario transcribir información personal que no aporta nada a la investigación. Si una conversación personal consume una cantidad de tiempo inadecuada durante el vuelo, puede usarse una observación editorial para señalar que durante un período específico tuvo lugar una conversación personal. Algunas veces puede ser necesario transcribir conversaciones personales. Se debe tener cuidado cuando se transcriben palabras textuales de una conversación personal. La necesidad de usar palabras textuales debe equilibrarse con cuestiones de privacidad de la tripulación y las necesidades del proceso de investigación. También es una práctica aceptable sustituir expletivos por símbolos (#). Otros símbolos útiles para las transcripciones incluyen los () para indicar palabras específicas que se han traducido de un idioma específico.

7.3.14 Los Estados no deberían distribuir al público el registro audio de la voz en el puesto de pilotaje o una transcripción del registro. Los registros y transcripciones deberían protegerse adecuadamente para impedir su distribución al público por inadvertencia. Sin embargo, puede ser esencial para el análisis y comprensión del suceso incluir las partes pertinentes de la transcripción del CVR en el informe final o sus apéndices. Al hacerlo, se debe tener cuidado de asegurarse de que en el informe final se incluye una descripción de lo que se dijo en vez de una cita textual de las palabras pronunciadas en una conversación personal. Las partes de la transcripción que no son esenciales para el análisis no deberían revelarse. El Capítulo 5 del Anexo 13 contiene disposiciones sobre los registros orales transcritos y deberían tenerse en cuenta cuando se considere necesario incluir partes pertinentes de una transcripción en el informe final o sus apéndices.

Análisis operacional y de factores humanos

7.3.15 La función principal del registrador de la voz en el puesto de pilotaje es registrar la comunicación de la tripulación de vuelo. Los investigadores de accidentes experimentados y con capacitación específica en los campos necesarios realizan, típicamente, el análisis del registrador de la voz en el puesto de pilotaje para aquellas partes de una investigación que corresponden a factores humanos y operaciones. El análisis del contenido del registrador de la voz en el puesto de pilotaje incluye, típicamente, un examen de los procedimientos de operación, interacción de la tripulación y actuación de la tripulación. El análisis puede ser amplio para incluir eventos generales o puede ser muy específico para analizar los patrones de discurso de un miembro de la tripulación o la pronunciación de sílabas específicas. El análisis también puede proporcionar una comprensión valiosa de las acciones físicas de la tripulación mediante la evaluación de gruñidos o muestras de tensión y esfuerzo al hablar. El análisis del CVR, juntamente con conclusiones de otras áreas de la investigación, puede facilitar la identificación de las acciones de la tripulación, el estado de la tripulación y otros factores posibles que afectan el desempeño humano (tales como debilitamiento por el estado de salud).

Análisis acústico

7.3.16 La finalidad principal del registrador de la voz en el puesto de pilotaje es registrar las comunicaciones orales. La mayoría de los sistemas de registrador de la voz en el puesto de pilotaje están diseñados para la voz y tienen una anchura de banda y/o filtros que optimizan el registro de la voz humana. El registrador de la voz en el puesto de pilotaje no es un registrador acústico – es decir, aunque el registrador de la voz en el puesto de pilotaje registra todos los sonidos que reciben los micrófonos, los micrófonos no registran todos los sonidos que se producen en la aeronave. Además, debido a que cada aeronave y su puesto de pilotaje pueden estar sujetos a diferentes condiciones del ambiente, la fidelidad de los micrófonos puede ser muy diferente de una aeronave a otra. La integridad de la instalación y la edad del sistema del registrador de la voz en el puesto de pilotaje también son un factor en la calidad del registro.

7.3.17 A pesar de estas limitaciones, aún es posible obtener información acústica útil al analizar varios aspectos de la aeronave, tales como velocidad de rotación del motor, velocidad de rotación de la hélice, velocidad del rotor, funcionamiento de la transmisión y de la bomba hidráulica, y velocidad respecto al suelo. Esta información puede registrarse en el canal del micrófono local del puesto de pilotaje. Si bien es posible analizar los sonidos y hacer cálculos precisos, generalmente no es posible determinar el lugar preciso de una fuente sonora usando el registro del micrófono local del puesto de pilotaje, porque es un registro de una sola fuente. Tampoco es posible determinar, por ejemplo, qué

motor falló en casos de falla del motor – el registro mostrará simplemente una señal que va reduciendo la frecuencia, pero no es posible determinar a partir del registro si proviene del motor izquierdo, derecho o del centro.

7.3.18 Se debería proceder con cautela al hacer un análisis acústico de un accidente usando un registro de la voz en el puesto de pilotaje. Si bien el análisis típicamente puede proporcionar dirección en una investigación, la interpretación de la acústica puede variar y debería confirmarse por medio de pruebas físicas u otras fuentes de datos.

7.4 ANIMACIÓN DE VUELOS

7.4.1 La animación de vuelos ha aumentado considerablemente su popularidad, especialmente con el advenimiento de programas de análisis de datos de vuelo, mediante los cuales las líneas aéreas vigilan habitualmente sus datos de vuelo para mejorar la eficiencia y seguridad operacional. Hoy en día hay numerosos sistemas de animación de vuelos disponibles y los investigadores deben tener mucho cuidado cuando usan las animaciones, dado que quizá no puedan representar con precisión un suceso complejo de accidente/incidente y quizá eso conduzca a una mala interpretación. Típicamente, las animaciones de líneas aéreas son sistemas automáticos que pueden generar una animación en minutos. Esos sistemas se usan para reproducir rápidamente sucesos en el servicio relativamente benignos, principalmente para las tripulaciones de vuelo (Figura III-7-6).

7.4.2 Los beneficios de los datos de animación consisten en asimilar información compleja y facilitar el análisis. En algunos casos, cuando se investigan escenarios complejos, la animación de vuelos puede dar credibilidad a las conclusiones y subsiguientes recomendaciones. Los escollos de la animación de vuelos incluyen el síndrome de imagen bonita (ver para creer), invención, información subjetiva y el formular conclusiones sin comprender los principios subyacentes. Las limitaciones actuales de frecuencia de muestreo, resolución, arquitectura de aeronave (en que se obtienen los parámetros) cuestiones de interpolación y dificultad para medir factores tales como las condiciones meteorológicas, todo ello afecta la objetividad y calidad de la animación de vuelos.

7.4.3 En una investigación de accidente, en la que la reputación de la tripulación de vuelo a menudo está en juego y que afecta a muchos intereses, el uso de una herramienta automatizada constituye un riesgo considerable. Es extremadamente importante que el equipo de investigación tenga plena conciencia de cada paso del proceso de animación, de modo que todas las conclusiones extraídas estén bien fundadas. El organismo de investigación debería considerar la advertencia “todas las conclusiones basadas en esta animación deberían ser examinadas a fondo a la luz del modo en que fue producida” u otra advertencia similar. Debido a la subjetividad de las animaciones de vuelo y al hecho de que son fuertes y convincentes, las autoridades de investigación deben tener mucho cuidado de asegurarse que la animación es una representación precisa de lo que realmente ocurrió. Con la popularidad de la animación en los programas de análisis de datos de vuelo de las líneas aéreas, los investigadores deberían resistir la tentación de usar una herramienta diseñada para secuencias “normales“ de vuelos ordinarios sobre datos de accidentes que típicamente contienen escenarios de vuelo anormales fuera de la “envolvente”. También se recomienda que ninguna animación de vuelo se presente demasiado hasta que los expertos responsables de desarrollarla estén satisfechos de que es precisa y que las suposiciones usadas para generarla se comprenden bien y están bien documentadas. La mayoría de los grandes laboratorios de registradores de vuelo de todo el mundo tienen considerables conocimientos y experiencia en la animación de vuelos. Los conocimientos de experto que generalmente se necesitan son sólidos antecedentes en performance de aeronaves o ingeniería combinados con experiencia operacional en vuelo.



Figura III-7-6. Animación de vuelo típica

7.5 OTROS DISPOSITIVOS DE REGISTRO

Dispositivos de recopilación de datos de vuelo

7.5.1 Muchas aeronaves tienen dispositivos a bordo, además de los FDR y CVR, que se usan de ordinario para las operaciones diarias de las líneas aéreas. Si bien estos dispositivos no están protegidos en caso de accidente, pueden contener información valiosa para ayudar en la investigación del accidente. Los adelantos tecnológicos han hecho posible que los fabricantes de aeronaves y sus componentes habitualmente recojan los datos para seguir los procedimientos de mantenimiento, diagnosticar problemas, establecer tendencias de datos e identificar las preocupaciones en materia de seguridad operacional. Las líneas aéreas que usan datos como procedimiento habitual han podido mejorar la eficiencia operacional, disminuyendo así los costos.

7.5.2 Estos programas de recopilación y examen de datos, tales como aseguramiento de la calidad de las operaciones de vuelo (FOQA) o el programa de análisis de datos de vuelo (FDAP) para aeronaves o el sistema monitor de condición y uso de los equipos (HUMS) para giroaviones no son obligatorios en muchos Estados, pero son muy recomendados. El examen frecuente de los datos de vuelo es beneficioso, puesto que proporciona una verificación oficiosa de los sistemas de aeronaves que pueden contribuir a la integridad del sistema de registro de vuelo y destacar anormalidades que pueden conducir a futuros problemas. Si bien la unidad FDR obligatoria puede usarse como dispositivo de registro, los datos de vuelo se recogen más comúnmente mediante un registrador de acceso rápido (QAR) adicional o un registrador de acceso digital (DAR) que no está protegido en caso de accidente. Los QAR y DAR pueden registrar un conjunto idéntico o, algunas veces, más o menos información que el FDR obligatorio. Estos dispositivos están típicamente situados cerca del puesto de pilotaje, lo que los hace más accesibles para la búsqueda diaria. Las unidades QAR o DAR más viejas pueden utilizar discos ópticos o cinta como soporte de datos. La mayoría de los QAR y DAR que hoy se producen son de estado sólido, como los FDR, o emplean una tarjeta de memoria (tarjeta PC o

PCMCIA) para guardar datos. La última tecnología permite la transferencia inalámbrica de datos directamente desde la aeronave a una estación terrena sin ninguna interacción humana. Los transportistas aéreos utilizan soporte lógico automatizado para identificar a través de cientos de horas de datos de vuelo excedencias predeterminadas.

7.5.3 Cabe señalar que dispositivos opcionales de recopilación de datos tales como los QAR y DAR no deberían usarse solos para la investigación de incidentes (el FDR y CVR deberían estar siempre). Estos dispositivos no están protegidos en caso de accidente ni están diseñados para soportar las mismas condiciones de subsistencia o requisitos operacionales que los registradores obligatorios, de manera que no son tan fiables. Por ejemplo, los discos ópticos frecuentemente pierden datos debido a la incapacidad para registrar durante turbulencia o movimiento violento. Si bien el uso proactivo de datos es un esfuerzo noble y contribuye considerablemente a las medidas de seguridad operacional preventivas, no es un reemplazo durante la investigación de un accidente. Aunque los datos de los QAR y DAR pueden mejorar el proceso, siempre deberían obtenerse en el formato más bruto disponible, puesto que las herramientas de soporte lógico que se usan no están certificadas y la salida de datos puede ser normalizada o predicha. Estos dispositivos adicionales de recopilación de datos son una herramienta más que puede usarse para ayudar en una investigación.

Otras fuentes de datos de vuelo

7.5.4 Muchos de los instrumentos y la aviónica de las aeronaves modernas con tecnología digital contienen memoria no volátil (NVM), que puede proporcionar información crítica no capturada de otro modo. Estos dispositivos son particularmente útiles cuando en una aeronave no hay FDR o CVR. En muchos Estados no es obligatorio que los aviones de reacción para transporte de carga, corporativos o de negocios, helicópteros, militares o de la aviación general estén equipados con un FDR o CVR. En este caso, la NVM es la única fuente de información. Si bien estas unidades carecen de protección en caso de accidente, a menudo es posible recuperar datos útiles aún en el caso de un accidente catastrófico.

7.5.5 Un fabricante de aeronave debería tener información relacionada con toda fuente de memoria no volátil que pueda haber en un sistema determinado en la aeronave. Algunos de los sistemas que comúnmente emplean NVM son la computadora de gestión de vuelo (FMC), control digital de motor de plena autoridad (FADEC), EEC, Radio Stacks, indicadores del nivel de combustible, sistema mundial de determinación de la posición (GPS), sistema de alerta a la tripulación y sobre los parámetros del motor (EICAS), registrador del analizador de potencia (PAR) o sistema mejorado de advertencia de la proximidad del terreno (EGPWS).

7.5.6 Algunos FADEC pueden registrar hasta cuatro horas de vuelo, diagnosticar las áreas en que hay problemas, proporcionar un examen del reciente historial de las funciones vitales de un motor, tales como presiones, posición del mando de gases, temperaturas, flujo de combustible, rpm y tiempo de encendido. La información sobre mantenimiento almacenada puede incluir también altitud de presión, velocidad aerodinámica, reglaje del motor y códigos de falla del motor. Los sistemas EGPWS registran gran cantidad de datos paramétricos durante el período que va desde 10 segundos antes hasta 20 segundos después de cualquier suceso que desencadene una advertencia del EGPWS. Estos datos incluyen:

a) altitud AGL calculada y corregida según todas las fuentes;

b) variación de altitud;

c) ángulos de cabeceo y balanceo;

d) ángulo de ataque (AOA) del fuselaje;

e) aceleración longitudinal;

f) aceleración normal;

g) aceleración inercial (eje terrestre);

h) desviación de pendiente de planeo;

i) temperatura en C°;

j) reglajes de alcance para pantalla de navegación 1, 2;

k) banderín de a bordo; y

l) banderín de aproximación.

7.5.7 Ciertos dispositivos montados en el tablero de instrumentos tales como monitores multimotor, pueden almacenar y descargar información relacionada con el motor, que incluye:

a) rpm;

b) temperatura de la culata del cilindro;

c) temperatura de los gases de escape;

d) temperatura del aceite;

e) presión de admisión;

f) flujo de combustible;

g) total de consumo de combustible; y

h) tensión de acumuladores.

7.5.8 El uso de unidades GPS para la navegación es cada vez más común, hasta en las aeronaves de la aviación general monomotoras con motor de émbolo. Los dispositivos más antiguos (anteriores a 1990) generalmente empleaban la memoria estática de acceso aleatorio (SRAM) volátil. Los dispositivos más nuevos generalmente emplean NVM y, dependiendo de la marca y del modelo, estos dispositivos pueden mantener un historial del plan de vuelo, posición, altitud, derrota, radiofrecuencias y códigos de transpondedor. En general, como cuestión de diseño, las unidades de bolsillo y portátiles contendrán más datos de historial que una unidad típica del tablero de instrumentos. Las aeronaves sin motor, tales como los planeadores, generalmente tienen un dispositivo especialmente construido para el registro cronológico de datos, equipado para registrar datos-parámetros para instrucción después del vuelo y usarlos en concursos y tenerlos como antecedente internacional. Algunos de estos registros cronológicos emplean medios mecánicos para eliminar datos en caso de que se desmonte la unidad y codificar la información almacenada en un formato patentado protegido — una precaución empleada para desalentar los intentos de modificación no autorizada.

7.5.9 Los dispositivos NVM serán de varias clases, dependiendo de la finalidad original del dispositivo y su historial de diseño. Algunos dispositivos, tales como las unidades GPS de bolsillo y los registradores cronológicos de datos, están diseñados con interfaces que permiten la descarga y presentación de información registrada en un PC con el soporte lógico apropiado y disponible en el comercio. Si se dañan, estos dispositivos requieren pocos conocimientos especializados para descargar datos, las herramientas de soporte lógico se obtienen fácilmente y los datos pueden presentarse en un formato que es fácil de comprender. Esos dispositivos, como ciertas presentaciones multifunción, emplean tarjetas de memoria como las que se usan en cámaras digitales para permitir la descarga de los datos

registrados. Estos dispositivos pueden necesitar algunos conocimientos más especializados para las tareas de descargar y analizar, pero los recursos deberían ser fáciles de obtener. Muchos otros dispositivos, como ciertas pantallas principales de pilotaje y sistemas EGPWS, contienen interfaces internas para descargar datos en circunstancias especiales, tales como corrección de errores de fabricación o mantenimiento. Estos dispositivos generalmente necesitan apoyo del fabricante, por lo menos inicialmente, dado que las herramientas empleadas para descargar y analizar los datos generalmente serán soporte lógico y equipo de computadora interno y para laboratorios, y los datos recuperados necesitarán una buena cantidad de conocimientos especializados en diseño para interpretarlos. Finalmente, muchos dispositivos, como ciertas presentaciones de motor, unidades de referencia de rumbo de la aeronave hasta una altitud, unidades de mando de flap, etc., pueden contener diversas cantidades de información relacionadas con excedencias o errores internos. Esta información puede conservarse en NVM dentro de la unidad, pero se necesitarán amplios conocimientos especializados para recuperar e interpretar los datos, dado que no existe interfaz para la descarga ordinaria de los datos.

7.5.10 Un fabricante de aeronaves debería tener información relacionada con otras fuentes de memoria no volátil que pueda haber en algunos sistemas de la aeronave. Debido a la variada naturaleza de los instrumentos, se debería comunicar con un laboratorio de investigación importante para determinar cómo tratar una unidad. En un componente que emplea SRAM, como un modelo anterior de GPS portátil, se debe usar un apoyo alimentado por pilas para conservar los datos cuando la unidad no tiene energía. El agotamiento de las pilas debido a daños mecánicos o a la corrosión del agua destruirá los datos, lo que impedirá la recuperación de los mismos. El tiempo es importantísimo cuando se trata de estas unidades. Se debería conservar la alimentación autónoma para toda unidad que tenga memoria volátil. Si la unidad ha sido expuesta a la acción del agua, especialmente agua salada, es imperativo enjuagar la unidad con agua pura desionizada limpia tan pronto como sea posible y secarla rápidamente, idealmente bajo presión negativa. Si esto no es posible, se debería transportar la unidad sumergida en agua desionizada pura limpia a un laboratorio capaz de tratar tales dispositivos. En general, se debería sacar la alimentación autónoma de las unidades que contienen NVM, dado que esta energía no es necesaria para la conservación de los datos, pero puede contribuir a la pérdida de datos si se produce la corrosión de la unidad o si la unidad está alimentada y comienza a escribir nuevos datos sobre los anteriores. Todas las unidades, aun las que emplean NVM, contendrán pilas de apoyo interno destinadas a preservar la memoria volátil para el reloj del sistema y otros datos del sistema operativo. La humedad que contiene sales u otras impurezas minerales producirá inmediatamente la corrosión, que puede rápidamente – en unas horas – carcomer trazas de circuitos y otras piezas metálicas, sacando en definitiva la alimentación de reserva de los dispositivos de memoria volátil y posiblemente dañando una unidad NVM más allá de la recuperación normal. Puesto que el agua generalmente contiene trazas de sales y cierta cantidad de oxígeno libre disuelto, este proceso puede ocurrir y ocurrirá (aunque más lentamente) aun cuando la unidad permanezca totalmente sumergida. Este proceso de corrosión se acelera mucho si la unidad se mantiene en un lugar tibio. El agua desionizada contiene poco o ningún oxígeno disuelto, y si se mantiene fresca es preferible mantener la unidad en esta agua que en agua natural.

7.5.11 Puesto que la mayoría de estas unidades no tienen protección contra accidentes, las unidades NVM que están dañadas mecánicamente por la corrosión no se podrán recuperar usando medios normales. Sin embargo, a menudo y debido a su pequeño tamaño de baja masa, los dispositivos de memoria flash dentro de estas unidades subsistirán, aunque se necesitarán muchos conocimientos especializados del fabricante para reconstruir los datos almacenados directamente en estos dispositivos. En realidad, dados los métodos de fabricación y herramientas de diseño empleadas para construir aparatos electrónicos modernos, estos conocimientos especializados quizá ya no estén disponibles ni siquiera para el fabricante. El método de recuperación más promisorio supone recuperar el o los dispositivos de memoria flash que contienen datos paramétricos de interés e instalar estos dispositivos en una unidad bien conocida de fabricación y modelos similares. Los conocimientos especializados del fabricante pueden ser necesarios para ayudar a determinar qué plaqueta o plaquetas contienen los datos registrados y/u otro código del sistema operativo necesario para recuperar con éxito la información usando una unidad sustitutiva.

Registros visuales

7.5.12 Una ayuda cada vez mayor para los investigadores proviene de las cámaras digitales o datos vídeo. En algunos casos, los pasajeros a bordo o testigos en tierra tienen cámaras digitales o vídeo o una aeronave puede estar equipada con un dispositivo de registro para capturar vuelos o bellos paisajes. Las cámaras de seguridad en el aeropuerto pueden mostrar información sobre las operaciones de carga o sobre puentes, puestos de peaje o edificios en las cercanías del accidente o en el aeropuerto. Muchos de estos dispositivos registran sus datos en formatos reducidos o patentados, lo que hace más difícil la recuperación (Figura III-7-7).

7.5.13 Con frecuencia, los vídeos e imágenes registradas proporcionan información valiosa para los investigadores. Los dispositivos que registran datos de imágenes incluyen, sin limitarse a los mencionados seguidamente, registradores de imágenes, camascopios, registradores/cámaras de vídeo, cámaras digitales, grabadores de vídeo digitales y equipo de ensayo en vuelo. Este material podría provenir de vídeos de testigos, de organizadores de viajes en grupo, de agencias de noticias o cámaras de vigilancia. Además de las imágenes del accidente o incidente, las imágenes de un período anterior también pueden tener valor para la investigación.

7.5.14 Cuando se usan imágenes o vídeo durante una investigación, es importante hacer todo lo posible para obtener los originales registrados. Durante la lectura, la imagen original puede ser reducida a muestra para que sea más fácil exportarla, o más pequeña para este fin. Esta reducción podría eliminar información valiosa que quizá esté en la imagen original. Generalmente, siempre es mejor obtener una copia digital del original que se conserva. Si no es posible copiar el original, entonces se debería conservar toda la máquina o el dispositivo en que se conserva de manera que se pueda hacer más tarde una copia digital.



Figura III-7-7. Fotografía tomada por un testigo a un DC-10 en una inclinación lateral irrecuperable justo momentos antes de un accidente

7.5.15 También es importante obtener especificaciones técnicas acerca del dispositivo o sistema de registro, la o las cámaras e información acerca de la instalación y configuración del sistema de registros. Se debería hacer todo lo posible para determinar el emplazamiento de la cámara con la mayor precisión posible. Para las cámaras fijas, tales como las de los sistemas de seguridad, lo ideal es proporcionar un dibujo que describa el lugar del emplazamiento de la cámara con relación a puntos de referencia de los alrededores, tales como edificios, caminos, calles de rodaje y pistas, etc. (particularmente los puntos de referencia que enfoca la cámara). Estos dibujos a menudo pueden obtenerse de la autoridad aeroportuaria o de la oficina de planificación de la ciudad o el distrito. Cuando se trata de video de una cámara portátil, es importante conocer el lugar del operador de la cámara en el momento en que se hizo el registro. Si es posible, el lugar debería señalarse en un mapa, o mediante el GPS. La información adicional acerca de varias de las características predominantes que son visibles en la escena es necesaria para calibrar la imagen del accidente registrada.

7.5.16 Para leer y analizar datos vídeo y de imágenes, se necesitan equipo de computadora y soporte lógico. Además, el personal debe tener instrucción especializada para interpretar las imágenes registradas. Dado que este es un campo nuevo en las investigaciones, muchos laboratorios con experiencia pueden proporcionar orientación y asistencia en la lectura y análisis de datos vídeo de imágenes.

Datos radar y transcripción ATC

7.5.17 La mayoría de los Estados utilizan registradores análogos digitales para los centros y dependencias en tierra de los servicios de control de tránsito aéreo. Los registros pueden abarcar no solo las comunicaciones orales aire-tierra y por enlace de datos, sino también comunicaciones orales, por radio, satélite y línea terrestre entre los diversos servicios o estaciones en tierra (movimiento de aeronaves o intercambios de coordinación de control, intercambios entre ATS y oficinas meteorológicas, vehículos de extinción de incendios, etc.). La información sobre datos radar y registradores ATC se examinan en detalle en el Capítulo 5.

7.5.18 Durante la investigación de un accidente, puede ser necesario recoger información de enlace de datos que fue transmitida desde el sistema [ARINC] de direccionamiento e informes para comunicaciones de aeronaves (ACARS) o el sistema monitor de la condición de la aeronave (ACMS). Es posible que un explotador pueda registrar también comunicaciones entre la aeronave y el personal de tierra que abarca un período que el CVR no contiene.

7.6 REQUISITOS FUTUROS

Nuevo diseño

7.6.1 Si bien aún no es obligatorio en la mayoría de los Estados, los fabricantes y explotadores emplean registradores combinados de doble redundancia, y CVR de dos horas de duración para reemplazar las antiguas versiones de treinta minutos. Además, se han propuesto suministros de energía independientes para los CVR, a fin de permitirles continuar funcionando durante diez minutos después que ha cesado el suministro para el registrador.

Registros por enlace de datos

7.6.2 En el pasado, los intercambios entre ATC y la tripulación normalmente se conservaban en el CVR. Con la llegada de comunicaciones, navegación y vigilancia/gestión del tránsito aéreo, esto ya no es así. En el futuro, quizá se exija que la información CNS/ATM se registre. Hoy en día, algunos CVR están equipados para satisfacer este requisito. Estos serán registros de la misma duración que los CVR, generalmente de dos horas.

Registro de imágenes de a bordo

7.6.3 Los investigadores de accidentes han recomendado también la implantación de registradores de imágenes de a bordo (AIR). EUROCAE ya ha elaborado una norma técnica y la tecnología está disponible para emplearlos. Si bien los FDR y CVR tradicionales son muy valiosos, se podría obtener información adicional de una vista interior del puesto de pilotaje. Los beneficios de los AIR incluyen una documentación de la interacción ser humano-máquina (interruptores, mandos de gases, mandos), el ambiente del puesto de pilotaje (humo, iluminación), comunicaciones no verbales (señales con la mano) o interacción de la tripulación. Esto tiene el potencial de capturar cientos de parámetros adicionales que actualmente no se registran. Además, sobre las aeronaves que no están equipadas con un FDR o un CVR tradicional, un registrador de imágenes de a bordo puede ser un medio de equipar la aeronave a bajo costo con un FDR o un CVR. Un registrador de imágenes de a bordo proporcionaría datos paramétricos de los instrumentos del puesto de pilotaje. (Véase la Figura III-7-8).



Figura III-7-8. Imagen de un registrador de imágenes de a bordo

7.7 CONCLUSIÓN

7.7.1 Los FDR y CVR protegidos contra accidentes obligatorios son parte integral de una investigación de accidentes. A fin de que sean lo más beneficiosos posible, deben ser adecuadamente mantenidos y documentados. Después de un suceso, los registradores deben ser localizados rápidamente y transportados inmediatamente a una instalación apropiada para su análisis. El contenido de los mismos debe ser analizado por expertos cualificados juntamente con los demás relatos relacionados con el suceso, incluida la parte en la escena y las contribuciones de los participantes, a fin de obtener el máximo beneficio posible. Para obtener el mayor provecho, los datos deben ser tratados a tiempo y eficientemente.

7.7.2 Hay muchas fuentes valiosas de datos que pueden ayudar durante una investigación. Especialmente en las aeronaves modernas, con equipo electrónico, los datos que se recogen pueden proporcionar indicios vitales en cuanto a fallas, mantenimiento, operaciones de los sistemas y acciones a bordo.

7.7.3 Los programas de recopilación de datos eficaces son un paso importante hacia la prevención de incidentes y accidentes. Los beneficios del uso proactivo de datos en términos de seguridad operacional y costo garantiza su desarrollo en el futuro. Además, los adelantos tecnológicos cambiarán continuamente el entorno de la aeronave y el puesto de pilotaje y darán lugar a una mayor fiabilidad de los datos durante una investigación. La información previamente obtenida mediante entrevistas ahora se almacena en unidades de discos, tarjetas de computadora y unidades portátiles. Las técnicas de investigación y recopilación de datos deben mejorar constantemente a fin de mantenerse al corriente de la tecnología.

———————

Capítulo 8

RECONSTRUCCIÓN DE LOS RESTOS

8.1 GENERALIDADES

8.1.1 La decisión respecto a la reconstrucción de los restos se basará en muchos factores y también repercutirá en las precauciones y los métodos empleados durante la identificación y recuperación de los restos. Las anomalías en la trayectoria de vuelo o la distribución de los restos pueden indicar la necesidad de un análisis detallado de partes o de toda la aeronave involucrada en el accidente. Las técnicas y métodos utilizados para la recuperación de los restos, examinados en la Parte I de este manual y en el *Manual de servicios de aeropuertos* (Doc 9137), Parte 5, *Traslado de las aeronaves inutilizadas,* proporcionan orientación adicional.

8.1.2 La reconstrucción de los restos puede ser una herramienta muy útil para ciertas investigaciones de accidentes. “Reconstrucción” es la reunión de las diversas partes de los restos de la aeronave en la posición relativa que tenían antes de la falla. No es necesario efectuar una reconstrucción para cada accidente, pero puede ser el elemento básico para determinar la existencia de indicios que conducen a las causas del suceso. Además, puede eliminar ciertas causas.

8.1.3 La reconstrucción de los restos puede consistir en disponer simplemente todas o ciertas partes de los restos en la configuración general de la aeronave, para una reconstrucción tridimensional detallada de las principales partes de la aeronave. Con el advenimiento de herramientas de soporte lógico y diseño asistido por computadora, también se pueden hacer reconstrucciones por computadora o “virtuales”.

8.1.4 El procedimiento de reconstrucción es un proyecto en dos etapas. Primero, las partes deben ser identificadas y arregladas en sus respectivas posiciones relativas. Segundo, se hace un examen detallado del daño de cada parte y se establece la relación de este daño con el daño de otras partes adyacentes o conexas. Esta última tarea es la finalidad principal de la reconstrucción. Véanse en las Figuras III-8-1 a III-8-5 ejemplos de la reconstrucción de los restos.

8.1.5 Una reconstrucción pueden llevarla a cabo uno o más grupos de investigación, típicamente el grupo encargado de estructuras o de sistemas. Las actividades más grandes de reconstrucción pueden exigir la formación de un grupo de reconstrucción separado. Naturalmente, las circunstancias del accidente y los recursos disponibles (tiempo, dinero y personal) serán factores importantes de los límites de la reconstrucción.

8.2 CUÁNDO SE DEBE REALIZAR UNA RECONSTRUCCIÓN

8.2.1 Una primera pregunta que el investigador debe hacer es ¿cuándo es útil realizar la reconstrucción de los restos? En general, las reconstrucciones son especialmente útiles cuando se trata de sucesos en que se producen rotura estructural en vuelo, colisiones, incendios o explosiones. Esto ayuda a comprender cosas tales como tipos de roturas, secuencia, pérdida de piezas, etc.; la extensión y efectos del fuego, el humo y el calor; colisiones en vuelo o colisiones con misiles u otros proyectiles, choques de meteoritos, desechos espaciales, etc.; y residuo químico o sobrepresión proveniente de explosiones o artefactos explosivos.

8.2.2 Los factores que pueden corroborar la conveniencia de una reconstrucción incluyen:

a) pruebas de fuego y humo en vuelo sobre las estructuras y sistemas;

b) piezas encontradas a cierta distancia de los sitios de los restos;

c) principales piezas faltantes;

d) pruebas provenientes de autopsias, tales como quemaduras, las señales de inhalación de humo en las víctimas; y

e) sospecha de que se trata de explosivos o sabotaje.

8.3 TIPOS DE RECONSTRUCCIÓN

8.3.1 Existe una gran variedad de grados y complejidad en la reconstrucción de los restos que puede ser pertinente para una investigación en particular.

Disposición simple de los restos

8.3.2 La decisión de llevar a cabo una simple disposición de los restos en dos dimensiones generalmente resulta fácil. La reconstrucción puede hacerse, por ejemplo, como una actividad de grupo estructural, siendo el presidente del Grupo de Estructuras quien toma la decisión. El costo de tal disposición puede ser muy bajo, puesto que a menudo puede realizarse con el personal y en el espacio existentes. En muchos casos de accidentes, esta clase de disposición es lo que se hace. Es útil disponer unas pocas partes para visualizar las relaciones entre ellas, buscar marcas testigo o examinar tipos de quemaduras o humo.

8.3.3 En muchos casos, esto puede ser todo lo que es necesario para ayudar al investigador a determinar la causa probable. La disposición simple a menudo es el punto de partida para una decisión oficial de ir más lejos.

8.3.4 Todas las reconstrucciones presentan el beneficio adicional de proveer un inventario visual de los restos recuperados.

Reconstrucción general en dos dimensiones

8.3.5 Este tipo de reconstrucciones también se realizan comúnmente y pueden ser amplias, pero bastante eficaces con relación al costo. Las herramientas para hacer una reconstrucción más grande en dos dimensiones pueden ser una cinta de medir, cinta adhesiva, un poco de tiza, un piso limpio e información técnica básica. Puede hacerse bajo techo o al aire libre. La necesidad de un techo se presentaría según la duración prevista de la investigación y las condiciones del tiempo. Para información técnica, el equipo de investigación necesitará un diagrama del área objeto de estudio, probablemente proporcionado por el fabricante.

8.3.6 Una vez que se han usado la cinta de medir y la tiza para marcar el contorno de la sección reproducida en la maqueta, poner cinta adhesiva ayudará a visualizar. Se recomienda “aumentar la escala” en el área que debe reconstruirse. Aumentar la escala significa dar espacio adicional entre las partes agrandando el espacio asignado para la disposición hasta un 20%. Esto permite a los investigadores caminar entre las piezas para visualizarlas o examinarlas y también hacer que sea más fácil desplazarlas a la disposición deseada. Esto también asegura que los bordes rotos no se rocen y dañen las superficies fracturadas u otras pruebas. Además, proporcionará espacio adicional para disponer las superficies superiores e inferiores en la misma área, aunque para la disposición detallada de ambas superficies se usarían áreas separadas. Eventualmente, una reconstrucción en dos dimensiones puede convertirse en una reconstrucción tridimensional, si es necesario.

Reconstrucción tridimensional

8.3.7 Esta puede ser la mejor reconstrucción física, dependiendo de su amplitud. Sin embargo, las reconstrucciones tridimensionales son mucho más costosas debido a la necesidad de espacio y recursos humanos. Las instalaciones físicas se usarán más tiempo debido al tiempo que toma la construcción y preservación de la reconstrucción. Algunas reconstrucciones tridimensionales grandes pueden necesitar que se forme un Grupo de Reconstrucción separado para contar con personal y gestión para el proceso. Además, será necesario un esfuerzo importante aplicado a una base de datos para que el seguimiento de las partes que se instalan en el armazón. En una reconstrucción importante, solamente el armazón puede costar decenas de miles de dólares. El costo general de una reconstrucción de envergadura puede llegar a varios millones de dólares.

8.3.8 Una reconstrucción tridimensional tiene ventajas definitivas que no ofrece ninguna otra forma de investigación. Este tipo de reconstrucción puede mostrar la presencia o ausencia de causas, tales como penetración o impacto de misil y creará ángulos de visión que podrían proporcionar otras claves. Esto puede reducir o eliminar teorías personales. Por otra parte, puede dar lugar a una percepción que no existía antes. Puede eliminar o confirmar la posibilidad de una actividad delictiva. Puede ofrecer una buena visualización de las partes que faltan. Las relaciones tridimensionales son fáciles de visualizar, especialmente aquellas respecto a tipos de fuego o humo o que curvan y tuercen partes.

8.3.9 Las reconstrucciones tridimensionales algunas veces no agregan mucho a la comprensión técnica y es difícil mantenerlas simples, seguras y con óptima distribución y disposición. Hay quienes creen que una reconstrucción amplia raramente es necesaria para una investigación técnica. Más bien, son importantes por razones que no son técnicas. Estas reconstrucciones pueden proporcionar apoyo público y político para el organismo de investigación que necesita reconocimiento, fondos en el presupuesto o recursos humanos. Esto es algo que es importante comprender y apreciar. Puede haber razones y reclamaciones buenas y válidas, además de técnicas, que influyen en la decisión para una reconstrucción.

8.3.10 Una vez que se inicia una reconstrucción importante, es difícil detener el impulso, aun cuando cambien los elementos principales de la investigación. El proceso de decisión de dónde detenerse y en qué medida es realmente necesario reconstruir el avión deberían determinarlo antes las personas pertinentes que participan en la investigación. El equipo de investigación debe comprender que puede ser necesario preservar la reconstrucción tridimensional por razones que no son técnicas durante años o décadas y más allá de su valor para la investigación. Cuando sea posible, es una buena idea preparar una “estrategia de salida” o un conjunto de criterios que pueden usarse para detener la reconstrucción cuando la continuación del trabajo produciría poco beneficio o ninguno.

8.4 RECONSTRUCCIÓN EN EL SITIO DEL ACCIDENTE

8.4.1 La reconstrucción, particularmente con respecto a componentes específicos, se efectúa frecuentemente en la escena del accidente. Esto es especialmente cierto si el accidente ha ocurrido en una zona relativamente abierta y, generalmente, el tiempo no es inclemente. Antes de que comience el trabajo de reconstrucción, deberían seguirse los procedimientos descritos en el Capítulo 2, es decir, tomar fotografías generales, completar el diagrama de distribución, efectuar una inspección recorriendo el sitio y tomar notas adecuadas sobre la manera en que se encontraron las diversas partes.

8.4.2 Las partes se recogen, identifican y arreglan sobre el terreno con sus respectivas posiciones relativas. Los principales componentes tales como el ala, cola y fuselaje a menudo se disponen separados uno de otro para facilitar el examen. Si el área sospechosa está en la unión de los principales componentes, algunas veces estas áreas se reconstruyen separadamente. Los cables, con sus correspondientes componentes, generalmente se disponen en forma separada. Una vez más, para facilitar el examen. Si en cualquiera de estos últimos elementos se encuentran señales importantes, pueden buscarse las señales correspondientes a los mismos en su posición relativa en la aeronave.

8.5 RECONSTRUCCIÓN FUERA DEL SITIO DEL ACCIDENTE

8.5.1 Muy a menudo, el lugar del accidente o las condiciones meteorológicas prevalecientes impiden la reconstrucción en la escena del accidente. En este caso, el investigador debe decidir si se justifica o no transportar los restos a otro lugar para su reconstrucción. Puesto que durante el traslado posiblemente se causarán daños adicionales a las diversas partes de los restos, el investigador debería asegurarse de que existe un conjunto completo de notas sobre todas las manchas, marcas, roturas, etc., importantes. Las partes principales deberían estar todas adecuadamente etiquetadas, identificadas, fotografiadas y registradas en un diagrama de distribución de los restos.

8.5.2 Se debería desensamblar lo mínimo posible. Si es necesario separar partes ensambladas con pernos, se debería registrar la secuencia de diversas arandelas, separadores, tuercas, etc. En muchos casos, habrá que cortar los cables de control para separar partes de los restos. Cuando esto se haga, debería tenerse cuidado de identificar y etiquetar todos los cortes.

8.5.3 A menos que se tomen estas simples precauciones, se pueden perder pruebas valiosas o la tarea del investigador puede aumentar considerablemente.

8.5.4 Cuando la reconstrucción se hace fuera del sitio del accidente, en un hangar, por ejemplo, generalmente es posible hacer un trabajo de reconstrucción más completo. Es muy útil disponer de una aeronave del mismo tipo para poder comparar.

8.6 RECONSTRUCCIÓN VIRTUAL

8.6.1 A medida que las computadoras son más poderosas y los métodos para digitalizar objetos mejoran, crece el interés en la reconstrucción virtual, de acuerdo con los programas de diseño asistido por computadora (CAD) usados actualmente para diseñar piezas o para fines de fabricación. Recientemente se ha creado mucho soporte lógico, de modo que los investigadores deberían buscar las últimas técnicas y programas disponibles. Actualmente, una reconstrucción virtual se hace generalmente después de preparada la reconstrucción tridimensional. Esto es bueno para catalogar las partes recuperadas y determinar qué es lo que puede faltar. Además, esto ofrece otra opción para el investigador, pero su costo y los pro y contra aún deben determinarse.

8.6.2 Una de las posibles dificultades de esta nueva tecnología es la habilidad de manipular datos en forma digital y la necesidad de sistemas con los que se tiene absoluta certeza de la seguridad de los datos.

8.6.3 Con el tiempo, quizá sea posible pasar directamente a la reconstrucción virtual, dejando de lado la necesidad de efectuar una reconstrucción física en dos o tres dimensiones. Además, la tecnología quizá nos permita ir bajo el agua usando vehículos operados a distancia y digitalizar las piezas en el lugar en que se encuentran, eliminando así la necesidad de traerlas a la superficie. Además, puede ser posible tomar primero planos digitalizados de superficies fracturadas, muestras de quemadura y otras características, y aplicarlas al armazón en forma separada.

8.7 IDENTIFICACIÓN DE LOS RESTOS

8.7.1 Una dificultad en la reconstrucción de un componente, tal como un ala, reside en la identificación de los diversos trozos de los restos. Si el ala se ha roto en relativamente pocos trozos, la tarea se simplifica mucho. Si se ha roto en un gran número de pequeños trozos, como ocurre en un impacto a alta velocidad, la tarea de reconstrucción puede ser extremadamente difícil.

8.7.2 El medio de identificación más positivo es mediante los números de las piezas que están estampados en la mayoría de las piezas de la aeronave. Esto puede verificarse con el catálogo de piezas de la aeronave. Cuando los números de las piezas no son legibles o no se encuentran, se debe recurrir a métodos de identificación indirectos. El color (de pintura o imprimación), el tipo de material y construcción, marcas externas, espesor del material, tamaño y espaciado de los elementos para unir las piezas, todo puede usarse para ayudar a identificar las diferentes piezas. Para las secciones grandes, tales como cordones de larguero, a menudo es posible hacer coincidir las dos mitades de la fractura. Algunas veces el proceso de identificación es confuso, puesto que en muchos casos están deformadas.

8.7.3 Si es posible, úsese personal de la línea aérea o del fabricante que conocen la parte que se reconstruye. Estas personas a menudo pueden identificar las piezas y su lugar por medios sutiles tales como observando el material, los elementos para unirlas, las terminaciones o los diferentes espesores. Naturalmente, también es indispensable tener dibujos adecuados de la parte que se examina. Puesto que la mayoría de las reconstrucciones son rápidas y los procesos flexibles se llevan a cabo con límites de tiempo, contar con la forma de transmitir electrónicamente dibujos y datos es algo más para tener en cuenta.

Catalogación de los restos

8.7.4 Especialmente cuando se trata de grandes reconstrucciones, es importante tener un sistema para catalogar las diversas partes de los restos. Es de primera importancia tomar nota del lugar geográfico en que se recuperó un resto determinado mediante referencia a las coordenadas del mapa de los restos, latitud y longitud, u otro sistema de referencia apropiado. Además, debería incluirse un breve resumen de pruebas importantes, tales como daños por fuego u hollín, corrosión, grietas preexistentes, etc. También pueden registrarse en el catálogo de los restos referencias a fotografías o esbozos, y puede ser pertinente incluir información adicional, tales como cuándo y quién recuperó un elemento de los restos.

8.7.5 Los programas de computadora, especialmente aquellos que permiten enlazar electrónicamente fotografías u otra información al elemento del resto, pueden ser particularmente útiles. Un programa conexo para el trazado de mapas con el que se pueden representar todos o algunas de las partes de los restos en un mapa o cuadrícula es especialmente útil.

Examen de elementos de los restos

8.7.6 El fin principal de la reconstrucción de los restos es permitir un examen detallado de los diversos elementos. Cuando las piezas se colocan en sus respectivas posiciones relativas, es posible estudiar la continuidad (o falta de continuidad) de los daños en los fragmentos conexos. Si las arrugas en una sección del panel de revestimiento continúan a través de una rasgadura o rotura en otro panel, la determinación de las fuerzas que causan el arrugamiento o deformación es muy útil para diferenciar entre daño en vuelo y daño por impacto, o entre fracturas primarias y secundarias. La continuidad de manchas y marcas a través de las roturas son puntos adicionales de los que se debe tomar nota durante un examen detallado. La diferencia entre incendio en vuelo y en tierra puede hacerse de la misma manera general.

8.7.7 Si se sospecha de fatiga o de deformación de ciertos mandos de vuelo o estructuras, puede ser útil visitar una aeronave similar con cantidades similares de horas y ciclos de vuelo a fin de observar la condición de estos controles o estructuras en condiciones de operación normales. Esto puede conducir a la investigación u observación de modificaciones o reparaciones en la célula, si están relacionadas con este aspecto.

8.7.8 Las características generales de las fallas, incluidas las indicaciones de dirección de las fuerzas involucradas, generalmente pueden determinarse relacionando el daño que presentan los trozos. La manera y dirección en que los sujetadores están cortados es una indicación útil en esta labor. Los expertos que examinan las superficies de fractura tales como el recubrimiento del fuselaje a menudo pueden determinar la secuencia de la rotura y la dirección de la rasgadura.

8.7.9 Durante este examen detallado se deberían hacer buenas anotaciones y esbozos. Cuando contribuyan a la claridad del informe sobre el accidente, se deberían tomar fotografías de la reconstrucción, incluyendo primeros planos de detalles importantes. Las fotografías digitales, usando flash e incluyendo escalas de medida pueden proporcionar mejores detalles y flexibilidad para un análisis futuro.

8.8 RESUMEN

8.8.1 El proceso de decisión para realizar una reconstrucción es solo una parte de gestión general de una investigación. Típicamente, la gestión y la investigación incluyen considerar recursos y su asignación, la gente y sus tareas, presupuesto, viajes e investigación. La decisión de reconstruir es distinta, pero debe ajustarse a las asignaciones de recursos generales de la investigación.

8.8.2 Simplemente dicho, las reconstrucciones en dos dimensiones de algunos o de todos los restos puede ser relativamente fácil de realizar, dependiendo del tamaño relativo de los restos, del espacio necesario y de las condiciones meteorológicas. Si los restos deben ser trasladados fuera del sitio original para su reconstrucción, aumentará la necesidad de esfuerzo, costo y tiempo. Normalmente, las reconstrucciones amplias de dos o tres dimensiones solo son necesarias para sucesos que involucran (o se supone que involucran) rotura estructural en vuelo, colisiones, incendios o explosiones.

8.8.3 Las reconstrucciones tridimensionales de una cantidad importante de restos puede ser onerosa y requerir tiempo, y raramente es necesaria. El futuro puede permitir reconstrucciones virtuales basadas en computadora, con o sin la necesidad de reconstruir físicamente los restos. Sin embargo, estas reconstrucciones requieren determinados recursos, reflexión y planificación, y la decisión de proceder a menudo puede suponer muchas decisiones importantes, pero no técnicas. Al igual que en el caso de actividades de investigación importantes, es esencial un buen juicio y cuidadosa consideración de los costos y beneficios.

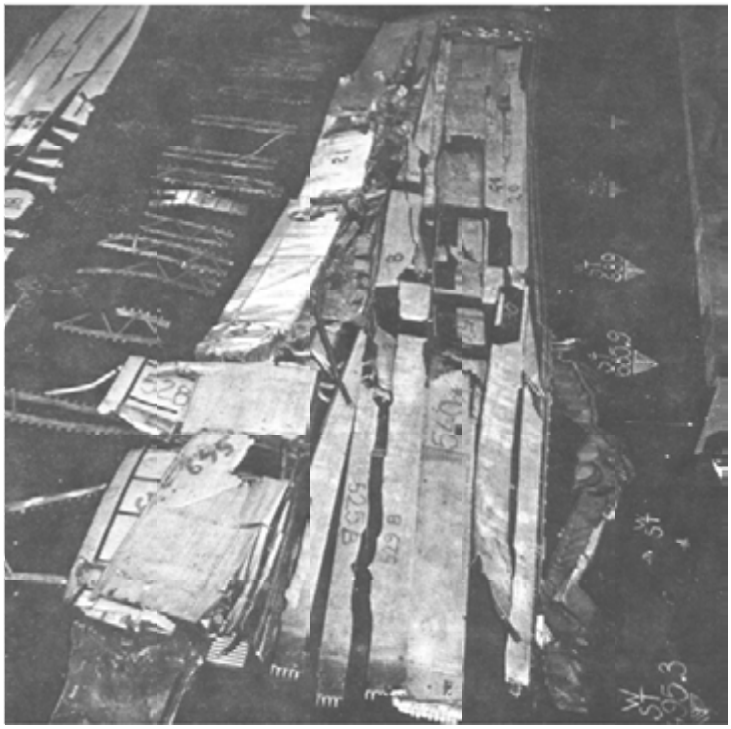


Figura III-8-1. Vista general de la maqueta de un ala

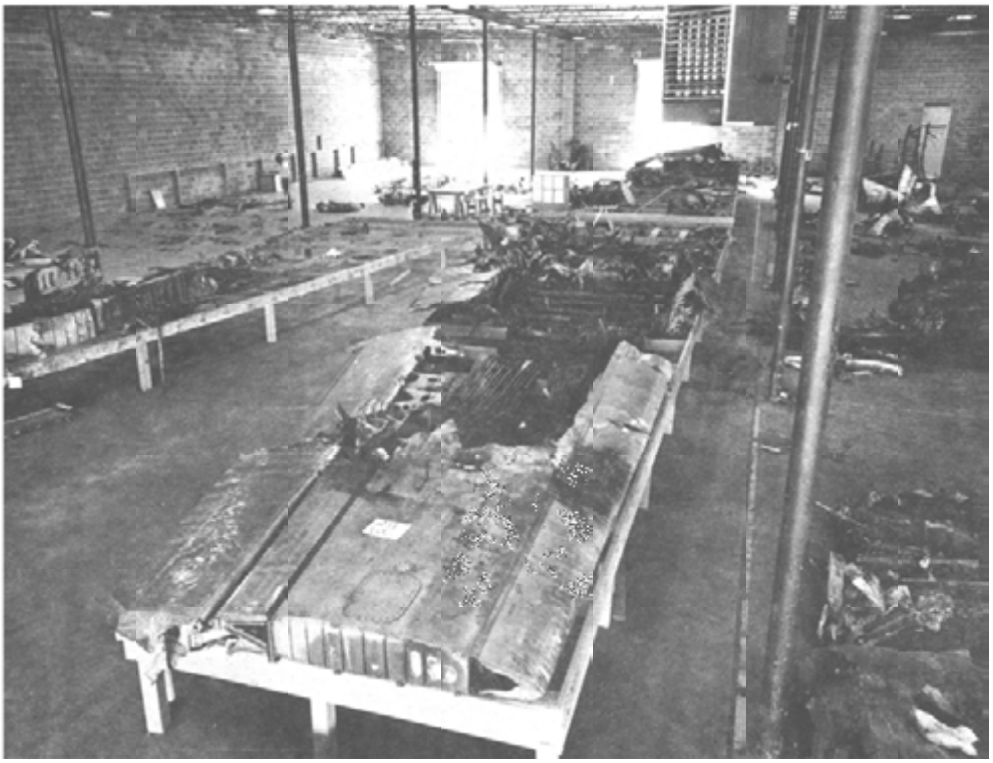


Figura III-8-2. Vista de una rotura hacia afuera en la superficie superior del ala derecha



Figura III-8-3. Disposición de la reconstrucción de sistemas de la aeronave de Swissair, vuelo 111 (Cortesía de Comisión para la Seguridad del Transporte de Canadá)

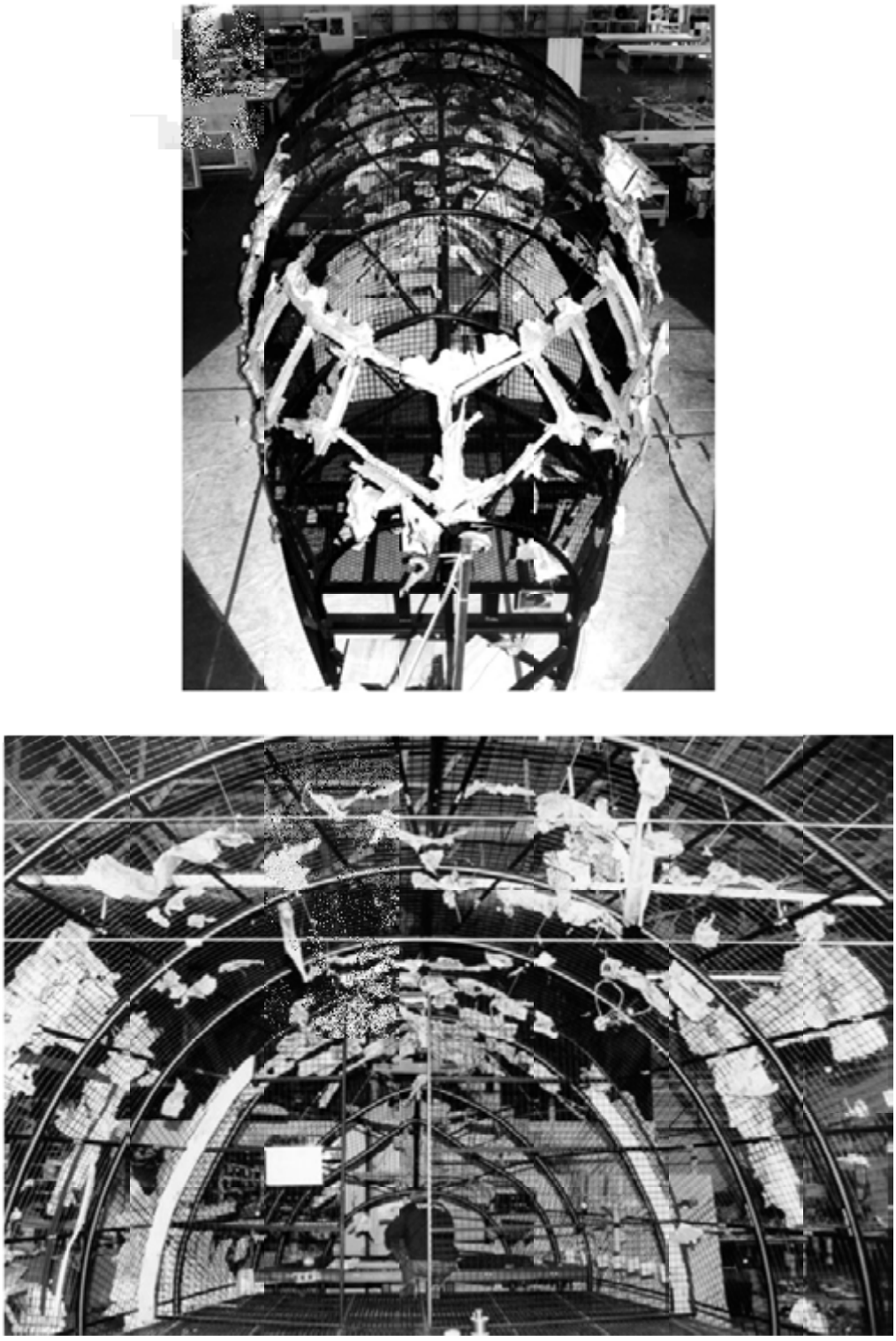


Figura III-8-4. Reconstrucción de nueve metros delanteros del fuselaje de la aeronave de Swissair, vuelo 111 sobre un armazón especialmente diseñado que permite la reconstrucción exterior e interior (Cortesía de Comisión para la Seguridad del Transporte de Canadá)



Figura III-8-5. Reconstrucción de la sección principal del fuselaje de la aeronave de TWA, vuelo 800 (Cortesía de la Junta Nacional de Seguridad del Transporte de los Estados Unidos)

_____

Capítulo 9

INVESTIGACIÓN DE ESTRUCTURAS

9.1 MATERIALES ESTRUCTURALES

Generalidades

9.1.1 Los medios para la construcción de aeronaves modernas – o cualquier tipo de estructura – provienen de un grupo básico de cinco clases de materiales: metales, compuestos, cerámicas, polímeros y semiconductores. Estos materiales varían ampliamente en cuanto a sus propiedades mecánicas y físicas, una característica que es clave en el diseño, procesamiento y rendimiento de las aplicaciones. Las diversas propiedades ayudan a explicar la diferencia en la manera en que fallan los materiales.

9.1.2 La mayoría de las aeronaves que vuelan y se producen hoy en día se construyen con metales y sus aleaciones. En general, los metales y aleaciones se caracterizan por una resistencia relativamente elevada, rigidez o dureza elevada, capacidad para soportar cargas y buena conductividad eléctrica y térmica. Sin embargo, la tendencia a usar materiales más raros requerirá la expansión de las actuales técnicas de investigación de estructuras.

9.1.3 No es necesario que cada profesional de seguridad de vuelo sea un experto en tecnología de materiales. Sin embargo, cuanto más conoce un investigador sobre estos temas, más eficaz será en la determinación de las causas de fallas en los componentes estructurales.

Celdas unitarias

9.1.4 La celda unitaria es el elemento que compone los materiales sólidos y es el elemento constitutivo más pequeño que retiene las características generales del agregado más grande. En el caso de metales estructurales de aeronaves, la naturaleza ordena los átomos en estructuras cristalinas de tres formas. Por lo tanto, es correcto describir los metales como materiales cristalinos. En la Figura III-9-1 se ilustran los tres tipos que nos interesan en esta materia.

Cúbica centrada en el cuerpo (BCC)

9.1.5 La estructura cúbica centrada en el cuerpo consiste en nueve átomos, como muestra la ilustración, y se encuentra en varios metales comunes, entre los que se incluyen cromo (*Cr*), hierro (*Fe*), molibdeno (*Mo*) y tungsteno (*W*).

9.1.6 Para el investigador, el punto clave es que los metales de estructura cúbica centrada en el cuerpo son materiales *quebradizos* y esto afecta cómo y dónde se usan en una aeronave. Los materiales quebradizos tienden a ser fuertes y pueden soportar cargas elevadas, pero cuando fallan lo hacen sin avisar. Además, pueden fragmentarse bajo cargas de impacto, como ocurre a menudo cuando se deja caer el hierro fundido.

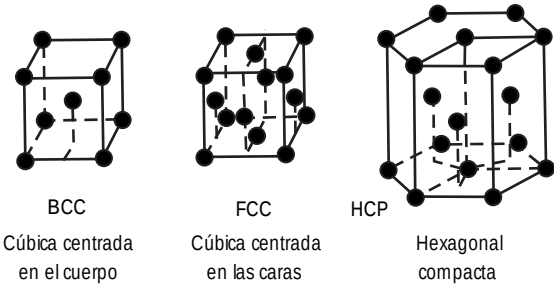


Figura III-9-1. Estructuras cristalinas comunes

Cúbica centrada en las caras (FCC)

9.1.7 Las celdas cúbicas centradas en las caras contienen catorce átomos. Esta estructura se encuentra en metales como aluminio (*Al*), cobre (*Cu*), oro (*Au*), hierro (*Fe*), plomo (*Pb*), níquel (*Ni*) y plata (*Ag*). El punto clave aquí es que estos metales son miembros del grupo llamado materiales *dúctiles*.

9.1.8 Los materiales dúctiles son aquellos que pueden deformarse, o cambiar de forma mucho antes de romperse. Esta propiedad, ductilidad, es muy importante puesto que es lo que nos permite lograr las formas complejas que se necesitan en la construcción de aeronaves y otras estructuras. A diferencia de los materiales quebradizos, los metales dúctiles pueden absorber mucha energía cinética en situaciones de impacto, lo que aumenta aún más su utilidad.

Hexagonal compacta (HCP)

9.1.9 La estructura cristalina HCP que aparece en la Figura III-9-1 se aplica a varios metales interesantes, entre los que se incluyen berilio (*Be*), cobalto (*Co*), magnesio (*Mg*), titanio (*Ti*) y zinc (*Zn*).

9.1.10 En estas estructuras encontramos materiales quebradizos y dúctiles. Por ejemplo, el cobalto es muy quebradizo a temperatura ambiente, pero puede ser aleado con hierro para aplicaciones de acero a alta temperatura. El magnesio es muy dúctil y puede usarse en su forma básica o como un metal de aleación. El titanio puede poseer más o menos ductilidad, dependiendo de los métodos aplicados en el tratamiento y procesamiento por calor.

Red cristalina

9.1.11 El nivel siguiente hacia un componente reconocible es la red cristalina. Esta es una estructura geométrica formada por el conjunto de muchas celdas unitarias para producir un modelo que se repite en forma similar al ejemplo de la Figura III-9-2.

Resistencia de monocristal

9.1.12 Si la red cristalina es perfecta (o casi perfecta) en todos los aspectos, tenemos lo que se llama un cristal *único*. Esto requiere el átomo apropiado en cada red, ningún átomo extraño en la estructura y ninguna distorsión en la distancia interplanar. Si estos requisitos se cumplen, estamos cerca de lograr la resistencia teórica del metal. Puesto que la resistencia teórica puede ser de 10 a 100 veces la resistencia normal, las ventajas de los monocristales son obvias. La producción de materiales de monocristal es una tecnología en crecimiento. Actualmente, hay álabes de turbina de monocristal en motores de turborreacción en servicio y se espera que haya más componentes.

Granos

9.1.13 Los granos son partes microscópicas de un material en el que la disposición de los átomos en la estructura cristalina es el mismo. Es la orientación de la red que es diferente de las partes vecinas, formando así una colección de granos. (Los granos pueden verse con un aumento de 2 000).

9.1.14 La formación de granos puede apreciarse considerando una cuba de cobre fundido que se vuelve a enfriar. Debido a que la temperatura no es homogénea en toda la cuba, la reunión de los átomos de cobre en la estructura cúbica centrada en las caras se produce en diferentes direcciones. Esto causa una mezcla en la orientación de las estructuras de red en formación y, por consiguiente, la formación de granos.

Juntas intergranulares

9.1.15 Allí donde las estructuras de red se encuentran, se forma una junta intergranular. Esto se ve en la Figura III-9-3, el caso de tres estructuras cristalinas convergentes.

9.1.16 El contorno del grano es una zona de distancia interplanar desigual entre los átomos. Esto crea compresión donde los átomos están anormalmente cerca, y tensión donde los átomos están inusitadamente alejados. Estas condiciones son importantes puesto que la distorsión mínima ayuda a que los granos queden mecánicamente entrelazados y, por consiguiente, aumente la resistencia del material. Por otra parte, la distancia interplanar excesiva no sólo debilita desde el punto de vista mecánico el material, sino que también permite que los fluidos invadan las juntas y favorece la corrosión.

Tamaño del grano

9.1.17 Las propiedades del material a menudo se pueden determinar controlando el tamaño de los granos. El tamaño del grano es parcialmente inherente al tipo de material, pero también es una función de la velocidad de enfriado, el subsiguiente templado (tratamiento de calor) y factores mecánicos en el procesamiento, tales como en el caso del acero laminado o del aluminio.

9.1.18 En general, el enfriamiento lento produce granos grandes y una gran ductilidad en el material. El enfriamiento rápido produce granos pequeños y materiales resistentes, pero quebradizos. El laminado, en el proceso de fabricación, hace que los granos se extiendan y queden más alineados en la dirección del laminado.

9.2 TIPOS DE FALLAS EN EL MATERIAL

Falla de un componente principal

9.2.1 La relativa incidencia de las fallas en vuelo o la separación de algunos de los componentes principales, tales como ala, superficie de cola, alerón, sistema de mandos o fuselaje es aproximadamente en ese orden, aunque las fallas del fuselaje o del sistema de mandos ocurren con muy poca frecuencia. En general, las fallas de componentes principales resultan de: 1) resistencia de diseño inadecuada, o 2) cargas excesivas impuestas al componente, o 3) deterioro de la resistencia estática debido a fatiga o corrosión.

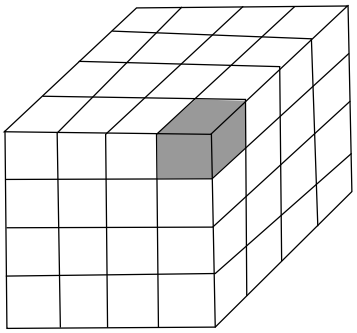


Figura III-9-2. Representación de red cristalina (celda unitaria destacada)

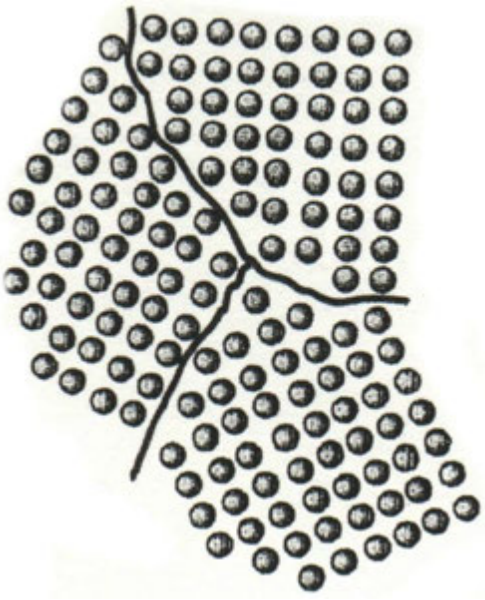


Figura III-9-3. Juntas intergranulares típicas

9.2.2 Puesto que todas las aeronaves civiles están diseñadas y sometidas a ensayo, por lo menos según las normas mínimas de los reglamentos nacionales pertinentes, las fallas directamente atribuibles a resistencia de diseño inadecuada son remotas si se opera la aeronave dentro de sus limitaciones de diseño. Sin embargo, algunas veces, especialmente cuando la aeronave se presenta por primera vez se experimentan cargas diferentes de las previstas y ocurren fallas estáticas dentro de las limitaciones operacionales. Esto ocurre raramente, pero siempre debería haber una cierta sospecha respecto a las fallas cuando se trata de nuevos diseños. La mayoría de las fallas de componentes atribuibles a resistencia de diseño inadecuada generalmente están asociadas con trabajos de reparación o modificación deficientes, o con una pieza o componente que ha sido incorrectamente fabricado. Puesto que las normas y procedimientos del fabricante los supervisan el gobierno y los agentes de la industria, los principales errores de fabricación se mantienen al mínimo. El trabajo de reparación o modificación deficiente es responsable de una gran proporción de fallas de este tipo. Al respecto, la verificación de repuestos aprobados por el fabricante y la reparación en procedimientos de modificación son esenciales.

9.2.3 Las cargas excesivas ocurren cuando una aeronave opera fuera de sus limitaciones del factor de carga y/o velocidad. Muy a menudo estas cargas excesivas se imponen por inadvertencia, tales como durante el restablecimiento después de una pérdida de control en altura y la aeronave desciende rápidamente, cuando la aeronave entra en la zona de actividad de tormentas eléctricas o de engelamiento o cuando realiza maniobras acrobáticas. En otros momentos, el piloto puede realizar maniobras difíciles para las cuales la aeronave no ha sido diseñada. En cualquiera de esos casos, la carga sobre el ala, la cola, el fuselaje, etc., se acumula hasta un valor que excede el límite de diseño y que produce la falla estática. Las circunstancias inmediatamente anteriores a la falla, descritas por testigos, pueden ser muy útiles para demostrar que las cargas excesivas son la causa directa.

9.2.4 Las roturas por fatiga continúan siendo una de las principales causas de fallas estructurales de piezas y componentes de aeronaves. Se debería sospechar siempre de esta causa básica hasta que se produzcan otros hechos o circunstancias que demuestren que no es un factor. Como se indica en la sección sobre “Fatiga”, este tipo de falla puede ser el resultado de varias causas. En general, las roturas por fatiga se deben a 1) diseño inadecuado, o 2) mantenimiento deficiente, o 3) defecto de fabricación, o 4) cargas alternativas no previstas por el diseñador. La mayoría de las roturas por fatiga son el resultado de diseño imperfecto de detalles y de instalación o manipulación incorrecta de la pieza. Puesto que la fatiga generalmente está asociada con gran cantidad de ciclos de carga repetitiva, este tipo de falla raramente se encuentra en aeronaves nuevas con poco tiempo de servicio. Las regiones que tienen un índice de accidente más elevado que lo normal también tienen aeronaves más viejas que a menudo operan en condiciones medioambientales difíciles con un mantenimiento preventivo o análisis de fatiga mínimo.

9.2.5 Además de las tres causas básicas de falla estructural en vuelo mencionadas antes, hay un tipo especial de fallas asociadas con flameo. Flameo es un tipo de fenómeno de inestabilidad debido a un sistema oscilatorio autoexcitado cuya aparición depende de la interrelación de las fuerzas aerodinámicas, de inercia y elásticas del sistema. Cuando se produce el flameo la amplitud de la oscilación puede aumentar y pueden producirse cargas extremadamente elevadas, lo que generalmente resulta en rotura estructural de la aeronave o de uno de sus componentes. Por esta razón, el flameo puede considerarse como una variedad especial de carga excesiva y el investigador puede tratarla de la misma manera general que dicha categoría de falla. Las aeronaves modernas están diseñadas y sometidas a ensayo durante la certificación para evitar la posibilidad de flameo durante el uso normal. Sin embargo, el flameo puede producirse durante el servicio si el diseño original o la rigidez del componente se altera debido a reparaciones o modificaciones o si se produce holgura excesiva.

9.2.6 Cuando los investigadores enfrentan la tarea de determinar qué componente falló primero, puede ayudarles el hecho de que un componente principal casi siempre se separará de la aeronave después de la falla. Y puesto que la separación se produce, el componente puede encontrarse a cierta distancia de los restos principales. Cuando un componente o varios componentes se separan a poca altitud, quedan esparcidos a lo largo de la trayectoria de vuelo y aproximadamente en el orden de su separación. Cuando uno o varios componentes se separan a gran altura, la interrelación de la masa de los componentes, la forma aerodinámica, la velocidad en la separación y los vientos en altitud, todo ello afecta la trayectoria de la pieza y es necesario un estudio cuidadoso de estos factores para determinar el orden de la separación a partir del desparramamiento de restos sobre el terreno. Hay métodos para calcular las

trayectorias de las piezas encontradas en los restos, y los investigadores han tenido un éxito considerable al evaluar la importancia de los restos esparcidos en accidentes de este tipo. El estudio de la distribución de los restos y la reconstrucción de la aeronave tienen un papel importante para determinar la secuencia de las fallas. También hay otras técnicas, que se mencionan más adelante en otras secciones.

Falla parcial o mal funcionamiento

9.2.7 Los accidentes de esta categoría general son los más difíciles de investigar, puesto que no hay pruebas obvias tales como un ala que se encuentra a dos millas del lugar en que se encuentran la mayoría de los restos y sobre los cuales se pueden determinar rápidamente las causas. La falla parcial o el mal funcionamiento de un componente principal generalmente resultan en características de vuelo alteradas y estas, a su vez, son responsables del accidente. Algunas de las causas generales de accidentes en esta categoría son mandos bloqueados, distribución inadecuada de la carga a bordo, reglaje incorrecto de las superficies de mando, instalación incorrecta de piezas, señales de amplitud excesiva de los autopilotos, etc. Los accidentes de este tipo frecuentemente están asociados con trabajos de reparación o alteración recientes; por consiguiente, el investigador a menudo puede descubrir indicios valiosos estudiando el historial de la aeronave reflejado en las anotaciones de mantenimiento, los informes de pilotos y otras fuentes.

9.2.8 El procedimiento general empleado para accidentes de esta categoría es seguir las prácticas de investigación ordinarias, verificando sistemáticamente diversas pistas e indicios hasta que se determine la causa. Hay ciertas técnicas para reducir la cantidad de trabajo necesaria para completar la investigación; de estas, la técnica de eliminación es una de las más útiles. En la mayoría de los accidentes, un investigador experimentado puede eliminar rápidamente posibilidades poco probables, por ejemplo, con referencia al tipo de impacto, y puede aislar el área general en que se encuentra la dificultad inicial. La técnica de reconstrucción es muy útil en esta etapa de la investigación.

9.3 EXAMEN DE LA CÉLULA — INCLUIDOS EL TREN DE ATERRIZAJE Y LOS MANDOS DE VUELO

Manchas y marcas

9.3.1 Para el investigador en el sitio del accidente, determinar qué partes fallaron en vuelo y cuáles fallaron en el impacto puede ser extremadamente difícil. Sin embargo, puede obtenerse información valiosa mediante un estudio cuidadoso de los trozos de los restos. Cuando es posible, este estudio debería hacerse antes de mover los restos puesto que el movimiento de los restos puede destruir indicios valiosos o crear algunos que son erróneos. El estudio y análisis de las manchas y marcas es una ayuda extremadamente valiosa en la investigación de accidentes por colisión.

9.3.2 Una mancha puede definirse como un depósito de pintura, imprimación, película de aceite u otros materiales transferidos de una pieza a otra durante el proceso en que ambas se deslizan o se frotan entre sí. Este deslizamiento o frotamiento frecuentemente ocurre después de una falla estructural en vuelo. Por ejemplo, un panel de ala roto a menudo hace este tipo de contacto con la parte trasera del fuselaje o la cola. Si el panel de ala hubiera sido pintado con un color distintivo, sería normal encontrar manchas de color en el fuselaje o en los componentes de la cola. Estas manchas de pintura generalmente se acumulan en protuberancias, tales como cabezas de remache y juntas de revestimiento. La dirección de la fuerza de la mancha generalmente puede determinarse por el hecho de que el acumulamiento de pintura se encontrará del lado de la protuberancia que está alejado de la dirección de la fuerza aplicada. Los depósitos de manchas generalmente se encuentran en las muescas de los tornillos. En algunos casos, el exceso de los depósitos de pintura es empujado fuera de las muescas y desviado en dirección de la fuerza de la mancha. Si el investigador no puede llegar a una conclusión preliminar y si se cree que las manchas pueden contener indicios valiosos, puede recurrir a exámenes de laboratorio. Este tipo de examen puede revelar la naturaleza de la sustancia de las manchas y, generalmente, identificar la dirección de la fuerza que produce las manchas.

9.3.3 Las rayas se producen cuando una pieza se desliza o raspa otra. Las rayas se producen cuando algún borde cortante sobre uno de los trozos hace un surco en el otro. Algunas veces únicamente la película de pintura resulta rayada. Mientras que lo más frecuente es que el metal resulte labrado y se forme una mella o surco. Un examen de las rayas bajo una lupa o microscopio revelará la dirección de las marcas y el residuo de metal que se deforma en la dirección de la fuerza de las rayas. Cuando un panel de revestimiento que contiene una cabeza de remache que sobresale da un golpe oblicuo en un panel de recubrimiento pintado, generalmente se produce en la película de tintura una serie de rayas paralelas. Si los correspondientes depósitos de manchas pueden encontrarse en una fila de remaches en particular, conociendo la distancia entre remaches generalmente se puede demostrar la posición relativa de ambos cuerpos durante el contacto. Este tipo de determinación a menudo es útil en muchas investigaciones. Las rayas a menudo pueden usarse para demostrar que el daño ocurrió antes del impacto y no después. Si se encuentran rayas sobre varios trozos de los restos, la consistencia y continuidad de las rayas en los trozos después de colocarlos en sus respectivas posiciones relativas demostrarán que las rayas se hicieron antes de que los trozos se separaran. Este tipo de prueba a menudo puede usarse para demostrar que el componente rayado golpeó o fue golpeado por otro componente, lo que lleva a una secuencia lógica de rotura en vuelo.

9.3.4 A menudo se encuentran muchas otras marcas distintivas sobre los trozos de los restos y un estudio cuidadoso de tales marcas muy a menudo proporciona indicios valiosos. Cuando una hélice en rotación corta un metal, deja una forma de dientes de sierra muy distintiva. Los “dientes” mellados están deformados en la dirección de la fuerza de corte y rebordeados de un modo fácilmente distinguible. La cantidad de curvatura, la extensión del mellado, la longitud y anchura del corte, todo proporciona indicaciones del par de la hélice y de la velocidad de avance durante el intervalo de corte. El cable de mando de una aeronave también es otro elemento que produce una marca distintiva cuando pega o es arrastrado a través del panel de revestimiento. En este caso, la indicación general es una serie de líneas paralelas muy pequeñas. La forma y el tamaño exacto de estas marcas de cable a menudo pueden usarse para determinar la dirección en que el cable se movía cuando se hicieron las marcas. Algunas veces se puede hacer coincidir las muescas de forma peculiar sobre las piezas o sobre los paneles de revestimiento con un trozo que hizo las muescas y, por consiguiente, dar indicios de la secuencia de la falla. Por otra parte, a veces es posible que las marcas de corte producidas por un hacha o una sierra para metales usada en la operación de recuperación de los restos de la aeronave lleven a error, el investigador debería conocer este tipo de marcas y distinguirlo de los otros tipos descritos.

Alas, fuselaje y cola

9.3.5 Como parte del examen inicial de la estructura, el investigador debería buscar pruebas de toda pieza importante de la estructura que no estaba en su posición relativa correcta en el momento del impacto. Las marcas de la distribución de los restos sobre el terreno y el montaje de los componentes unos sobre otros a menudo proporcionan indicios valiosos. La prueba de que faltan trozos y láminas de metal que han sido sometidas a un esfuerzo excesivo o fatiga también es muy útil.

9.3.6 Componentes tales como mecanismos de cables, poleas, bisagras y aleta de compensación deberían ser examinados muy de cerca para determinar si las fallas observadas son el resultado de deficiencias en el diseño, desgaste, mantenimiento inadecuado o impacto.

9.3.7 El examen de la parte principal del fuselaje debería incluir una evaluación de la distribución real de la carga en la mayor medida posible. Las cifras así obtenidas deberían ser cotejadas con el documento relativo a la masa y al centraje.

Tren de aterrizaje

9.3.8 El mecanismo de transmisión del movimiento, los fiadores del tren de aterrizaje replegado y desplegado y la posición de los montantes amortiguadores o cilindros actuadores deberían examinarse para confirmar si el tren de aterrizaje estaba replegado o desplegado. Si el tren falló o se separó, se debe observar la dirección de la fuerza que causó la rotura o separación.

Mandos de vuelo

9.3.9 En la mayor medida posible, todos los mandos, tanto manuales como mecánicos, deberían ser localizados e inspeccionados cuidadosamente para cerciorarse de que se han encontrado todas las piezas.

9.3.10 Se debería tomar nota de la incidencia del empenaje horizontal, los reglajes de aletas y flaps y compararlos con sus respectivos indicadores en el puesto de pilotaje.

9.3.11 Se deberían verificar el estado de todas las palancas de operación y la unión de las varillas o cables de control de estas palancas para determinar si están correctamente ensambladas y adecuadamente lubricadas y que no están bloqueadas.

9.3.12 Cuando haya expoliadores instalados, deberían examinarse para determinar si estaban extendidos en el momento del impacto o si se había producido una rotura en su montaje.

Puesto de pilotaje

9.3.13 El registrar y fotocopiar las posiciones y los reglajes de todos los mandos, conmutadores e interruptores puede ayudar a la investigación de las estructuras. Estas funciones normalmente se realizan en las fases de la investigación relacionadas con sistemas y operaciones.

9.4 FATIGA DE MATERIALES

Generalidades

9.4.1 La fatiga puede describirse como el proceso de daño y falla debido a la carga repetida, o cíclica, de un componente. La tensión puede ser muy inferior a la resistencia máxima del material, pero puede crear grietas microscópicas u otros daños que conducen a la rotura de la pieza.

9.4.2 A fin de que las grietas por fatiga se formen y propaguen en metales, deben cumplirse tres requisitos o condiciones:

a) esfuerzo plástico localizado (concentración de esfuerzo);

b) esfuerzo de tensión; y

c) esfuerzo cíclico (fluctuación).

Las condiciones b) y c) se darán en cualquier momento que la aeronave esté operando. Con respecto a estas condiciones, los explotadores y encargados del mantenimiento deberán estar conscientes de que la eliminación de cualquiera de las tres puede detener el proceso de fatiga, y el personal puede desempeñar un papel vital en la incidencia de la fatiga en las estructuras.

9.4.3 En general, las roturas por fatiga son el resultado de grietas de fatiga. Estas grietas muy a menudo tienen origen en áreas de gran concentración de esfuerzo (esfuerzo plástico localizado). Algunos de estos esfuerzos concentrados también llamados áreas de concentración de esfuerzos, o amplificadores de esfuerzos – son internos de un metal. Las impurezas, poros u otros defectos pueden provocar la concentración de esfuerzos internos. Sin embargo, la mayoría de estas concentraciones ocurren en la superficie del metal. Esto incluye características de diseño tales como orificios de ensamblado, rincones agudos, filetes cortantes, etc., y defectos en servicio tales como muescas, estrías, rasguños, marcas de herramientas y otras semejantes.

9.4.4 El aumento del esfuerzo creado al perforar orificios de ensamblado redondos o elípticos, por ejemplo, puede encontrarse aproximadamente mediante el uso del factor de concentración de esfuerzo, K, que se define como:

$$K = \frac{\text{esfuerzo real máximo}}{\text{esfuerzo nominal}}$$

donde el esfuerzo nominal es el esfuerzo de tensión en nuestra placa antes de perforar, dado por $f = \frac{P}{A}$.

En la práctica, encontramos una buena aproximación de *K* en nuestra placa perforada dada por $K = 1 + 2\left(\frac{a}{b}\right)$. Las dimensiones de *a* y *b* con respecto a la carga se presentan en la Figura III-9-4. Vemos que a medida que el orificio se hace más alongado, el valor de K aumenta rápidamente. Por el contrario, a medida que las dimensiones se aproximan a un círculo suave, el valor de K se aproxima a 3.

Reconocimiento de roturas por fatiga

9.4.5 La mayoría de las veces, el caso de la rotura por fatiga comienza frente a la fractura. En otras palabras, mucha información respecto a la magnitud y dirección de la carga en presencia o ausencia de concentraciones de esfuerzos se puede elaborar por medio de un estudio cuidadoso de las superficies fracturadas. Sin embargo, la interpretación de la fractura quizá no sea siempre una cuestión simple, porque cada caso puede estar sujeto a influencias de muchas variables. Algunas de las variables han sido tratadas brevemente en las secciones anteriores. Algunos factores que contribuyen, tales como la descarburación — la pérdida de carbono desde la superficie de un metal ferroso como resultado de un aumento de temperatura en el aire — solo puede verificarse en un examen de laboratorio. Sin embargo, en muchos casos la causa puede identificarse en el terreno mediante un estudio cuidadoso de la fractura.

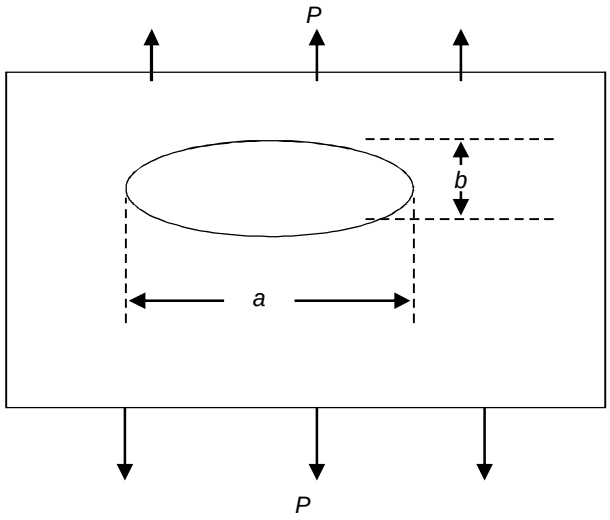


Figura III-9-4. Factores de concentración de esfuerzos en orificios elípticos

9.4.6 Las roturas por fatiga se producen sin ductilidad perceptible (deformación plástica), en contraste con las roturas estáticas en que se produce una ductilidad considerable o “estrechamiento”. Esta distinción a menudo lleva a aislar una pieza que se ha roto por fatiga. Sin embargo, no todas las roturas quebradizas son necesariamente roturas por fatiga y esta característica debe usarse con otras que han de describirse antes de una determinación final. Además, la mayoría de las roturas por fatiga (salvo algunas de fatiga por torsión) se producen en planos que están en ángulo recto o casi en ángulo recto respecto a la carga. En un gran número de piezas el plano de fatiga será perpendicular al eje de la pieza, y en el área de fatiga la fractura generalmente estará en un plano. Por consiguiente, cuando la fractura pasa de un plano a otro y cuando estos planos son muy diferentes de un plano perpendicular a la carga o al eje de la pieza muy probablemente las fracturas irregulares no son fracturas por fatiga, aunque a menudo se necesita un examen detallado para ver si alguna zona pequeña de la fractura no es conforme a los requisitos básicos. Las dos características de una fractura por fatiga mencionadas en este párrafo son extremadamente útiles para distinguir una rotura por fatiga de un gran número de roturas. En realidad, en algunos casos cuando las superficies fracturadas están mutiladas debido a daños subsiguientes, estas características pueden ser las únicas disponibles para distinguir entre fatiga y roturas estáticas. Es muy deseable, al determinar casos de este tipo, tener ambas mitades de la fractura para su examen. A este respecto, se debe advertir a los investigadores que no traten de “hacer coincidir” estas piezas, dado que esto destruirá las marcas de detención en las dos superficies.

9.4.7 Como se indicó antes, la información más valiosa figura en la superficie de fractura propiamente dicha. La superficie de fractura por fatiga está compuesta de dos áreas distintas: una suave y aterciopelada — la zona de fatiga; y la otra, áspera y cristalina — la zona instantánea. La apariencia suave y aterciopelada de la zona de fatiga la causa el frotamiento de las superficies que se encuentran cuando la grieta se abre y se cierra debido a cargas repetidas. La apariencia áspera de la zona instantánea ha dado lugar a la “teoría de cristalización”, que es errónea. Durante muchos años, al examinar una fractura por fatiga o al hablar sobre ella la gente acostumbraba a decir que la pieza se había roto debido a que había “cristalizado”. Ahora sabemos que esto no es verdad puesto que todos los metales son cristalinos en estado sólido.

9.4.8 Por consiguiente, la primera tarea al investigar una rotura por fatiga es mirar los dos tipos distintos de zonas sobre la superficie de fractura — la zona de fatiga y la zona instantánea como se ilustra en la Figura III-9-5 y la Figura III-9-6.

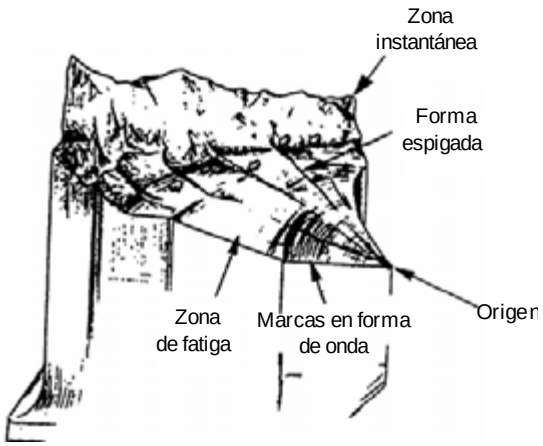


Figura III-9-5. Rotura por fatiga típica de un material dúctil

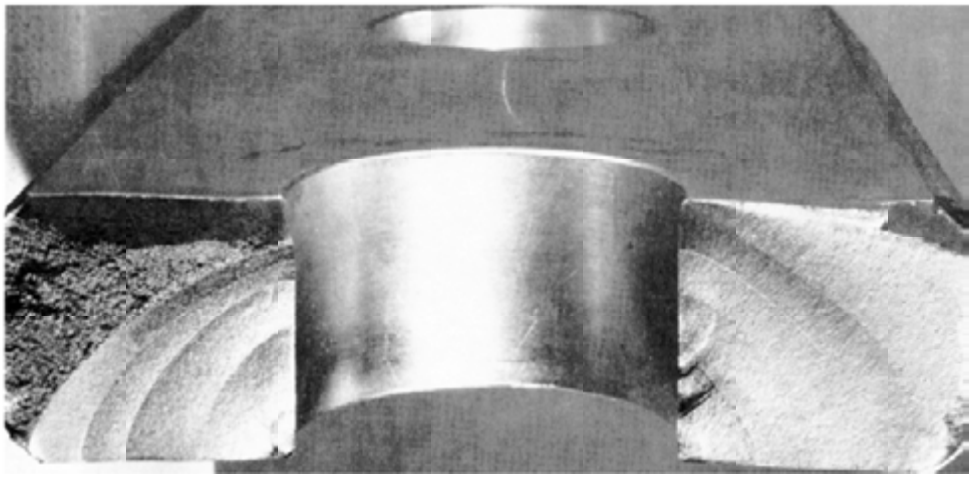


Figura III-9-6. Fractura por fatiga. Nótese la apariencia lisa, aterciopelada, de la zona de fatiga con marcas claras en forma de ondas, y la apariencia áspera de la zona instantánea.

9.4.9 En muchas fracturas se puede encontrar más de una zona de fatiga, lo que indica que se produjeron varias grietas por fatiga y que aumentarán en el momento de la rotura final. En cada zona de fatiga, el origen de la grieta por fatiga se puede encontrar localizando el punto a partir del cual surgen las marcas de fatiga en líneas curvas sobre la superficie de fractura y que se conocen como “marcas en forma de conchas”, “almeja” o “en ondas” y se encuentran en casi todas las roturas por fatiga en servicio. Cabe señalar aquí que en ciertas condiciones de carga, particularmente cuando los ciclos de carga son relativamente constantes, las grietas por fatiga pueden crecer sin dejar marcas distintivas. En estos casos, la fractura por fatiga generalmente puede identificarse por su apariencia suave, aterciopelada, o por un solo plano de factura aproximadamente perpendicular a la dirección de la carga y por la ausencia de deformación plástica. Toda fractura sospechosa o dudosa debería ser remitida a un especialista para confirmación.

9.4.10 Muchas marcas de progresión de la grieta en una fractura por fatiga típica que ocurre en servicio son causadas por diversos grados de frote cuando la grieta se detiene durante ciertos períodos o a medida que progresan a diversas velocidades con diversos niveles de esfuerzo. Por esta razón, en inglés el término “stop marks” (en forma de ondas) que se aplica a las marcas de la grieta quizá sea más gráfico que las otras expresiones comúnmente usadas, puesto que indica una indecisión en el progreso de la grieta. Las muestras de laboratorio de roturas por fatiga raramente presentan marcas en forma de ondas porque la mayoría de las pruebas de fatiga se realizan con una amplitud de carga constante. Las marcas en forma de ondas generalmente son cóncavas hacia el origen de la fractura, pero la curva varía mucho, dependiendo de la forma de la pieza, el grado de concentración de esfuerzos y el tipo de carga.

9.4.11 El investigador debería tomar nota de los tamaños relativos de las dos zonas, puesto que esto puede proporcionar una estimación cualitativa de los ciclos y de los niveles de esfuerzo. Cuando la zona de fatiga es grande en comparación con la zona instantánea, esto es una indicación de los bajos niveles de esfuerzo y el gran número de ciclos antes de la rotura. Por el contrario, una zona instantánea grande indica que un elevado nivel de esfuerzos condujo a la rotura en un número pequeño de ciclos. Las expresiones fatiga megacíclica y fatiga oligocíclica a menudo se usan para describir estas condiciones. Al respecto, oligocíclica generalmente se refiere a un margen de cientos o miles de ciclos, mientras que megacíclica indica millones.

9.4.12 Cabe reiterar que el análisis de fracturas es un problema complejo y que este documento no puede abarcar las numerosas variaciones. Sin embargo, el conocimiento de los textos de las secciones que siguen deberían habilitar al investigador para reconocer y diagnosticar la mayoría de las roturas por fatiga en servicio que encuentre.

Roturas debido a fatiga por tensión

9.4.13 Las roturas debido a fatiga por tensión pueden dividirse en tres clases generales de acuerdo con el tipo de carga de flexión impuesto. Estos tres tipos de carga son flexión en un sentido, flexión en dos sentidos y flexión giratoria. La mayoría de las roturas debido a fatiga por tensión en servicio estarán comprendidas en una de estas categorías. (Véase la Tabla III-9-1).

9.4.14 Las fracturas debido a fatiga por carga de flexión en un sentido se producen cuando una carga variable de flexión genera esfuerzos por encima del límite de resistencia del material únicamente sobre un lado de una pieza. El límite de resistencia de un material puede definirse como el nivel de esfuerzo por debajo del cual existe un 50% o menos de posibilidades de que comience la fatiga. Con este tipo de cargas, generalmente el esfuerzo es máximo en un punto de la superficie exterior de la pieza y la grieta producida por la fatiga comenzará aquí si el esfuerzo es superior al límite de resistencia y si se repite durante un tiempo suficiente. En el caso de cargas de flexión bidireccional, los esfuerzos de tracción se producen en ambos lados del eje neutral y, cuando el nivel de esfuerzo y el número de cargas es suficiente como antes, las grietas comenzarán a formarse en ambos lados de la pieza avanzando hacia el centro. La flexión giratoria se produce cuando se hace girar una parte mientras está sometida a una carga de flexión. Un ejemplo típico de flexión giratoria será un cigüeñal de motor o un eje de ferrocarril sometido a cargas en servicio.

9.4.15 En cada caso, el nivel de esfuerzo afecta a la magnitud relativa de la fatiga y las zonas instantáneas. Cuando el nivel de esfuerzo es bajo, la zona de fatiga es grande y vice versa. Los efectos de la concentración de esfuerzos afectan a la curvatura general de las marcas de fatiga en forma de ondas. La concentración de esfuerzos de varias fuentes tiende a disminuir el radio de curvatura cerca del origen y las fuentes de líneas tienden a resultar en múltiples grietas que se unen para formar una grieta aproximadamente paralela a la línea de concentración de esfuerzos.

Tabla III-9-1. Roturas de fatiga por tensión

Condición del esfuerzo / Caso	Ninguna concentración de esfuerzos		Concentración de esfuerzos moderada		Concentración de esfuerzos elevada	
	Leve exceso de fatiga a	Elevado exceso de fatiga b	Leve exceso de fatiga c	Elevado exceso de fatiga d	Leve exceso de fatiga e	Elevado exceso de fatiga f
1 Carga de flexión en un sentido						
2 Carga de flexión bidireccional						
3 Carga de flexión inversa y giratoria						

9.4.16 Estas características generales pueden usarse para determinar el tipo de carga de flexión aplicada y, cualitativamente, el nivel de esfuerzo y la presencia o ausencia de concentraciones de esfuerzo. Si el corte transversal que se examina difiere ampliamente de un corte simétrico, la importancia real de las marcas relacionadas con el nivel de esfuerzo y las concentraciones de esfuerzos puede alterarse en cierta medida, pero en general se aplica el mismo razonamiento.

Roturas debido a fatiga por tracción

9.4.17 A causa de excentricidades iniciales en una pieza o de cargas excéntricas, la carga de tracción pura, como tal, raramente ocurre en servicio. Generalmente cierta cantidad de flexión acompaña la tracción sobre la carga axial. Sin embargo, se producen en servicio suficientes roturas por fatiga con carga predominantemente axial como para justificar el aprendizaje de cómo distinguir estas roturas de las roturas por flexión y por torsión. Las roturas debido a fatiga por tracción generalmente se pueden reconocer por la manera en que la fisura ha avanzado en la pieza. Las marcas en ondas con curvatura paralela o constante son características de las roturas por fatiga que resultan de cargas de tracción recta. Al igual que en las roturas debido a fatiga por tensión, el tamaño relativo de la zona de fatiga y la zona instantánea puede usarse como una medida del nivel de esfuerzo que produjo la rotura.

Roturas debido a fatiga por torsión

9.4.18 Las roturas de fatiga por torsión ocurren en uno de los dos modos básicos: 1) helicoidal, a aproximadamente 45° del eje de transmisión, a lo largo del plano de tracción máxima, o 2) longitudinal o transversal, al eje de transmisión, a lo largo de los planos de esfuerzo cortante máximo. Las marcas de fatiga en ondas no siempre se encuentran en la fractura y a menudo deben usarse hechos secundarios, tales como la ausencia de ductilidad y la observación del ángulo de rotura, para identificar roturas de este tipo. Las fracturas transversales generalmente son muy suaves debido al frote de los dos metales de la fractura antes de la separación final y esta característica puede usarse para aislar este tipo. En muchos casos de roturas debido a fatiga por torsión en servicio la grieta inicial comienza en un plano y después pasa a otro. Las fracturas helicoidales generalmente se producen cuando existen fuentes puntuales de concentración de esfuerzos. Las grietas por fatiga tienden a seguir la dirección de las fuentes lineales de concentración de esfuerzos. Al buscar las roturas debido a fatiga por torsión, el conocimiento de que la carga de torsión está presente en servicio ayuda al investigador. Al respecto, se debería sospechar la presencia de fatiga por torsión cuando se examinan roturas de cigüeñales, tubos que cubren el eje del mecanismo que acciona los flaps, muelles helicoidales, barras de eje estriadas, etc. Muchas piezas que están sujetas a cargas de torsión pueden estar endurecidas y la fractura en la capa de la superficie endurecida puede parecer fatiga aun cuando se deba a una gran sobrecarga (véase la Figura III-9-7).

9.5 RECONOCIMIENTO DE FALLAS ESTÁTICAS

Generalidades

9.5.1 Para los fines de este documento, una falla estática se define como una falla que es el resultado de una aplicación de carga o un pequeño número de ellas. La falla se caracteriza por la distorsión permanente o la rotura de la pieza como resultado de esfuerzos excesivos para el límite de resistencia del material. En los materiales dúctiles este tipo de falla puede reconocerse por la deformación de una porción considerable de la pieza en la zona de la falla. El fenómeno se menciona comúnmente como deformación plástica, o “estricción” en la rotura de una muestra extensible convencional. Los materiales que tienen relativamente poca ductilidad, tales como las aleaciones de aluminio muy resistentes, acero de resistencia muy elvada y la mayoría de las piezas fundidas, quizá no muestren una estricción o deformación muy apreciable. La carga de impacto puede considerarse como un caso especial de carga estática en la que la velocidad de la aplicación de la carga afecta la magnitud de la carga.

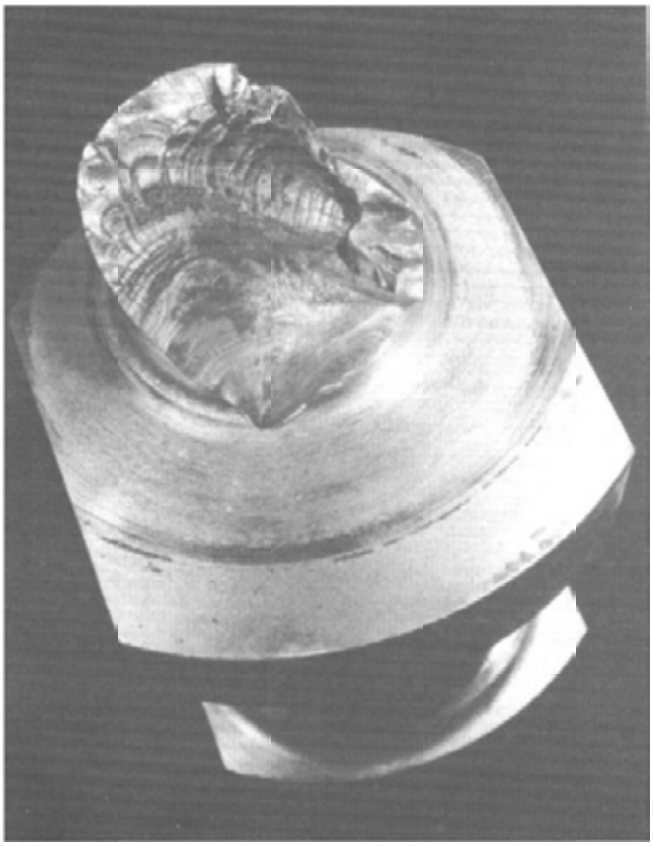


Figura III-9-7. Rotura por fatiga del eje de una prensa cortadora sometido a cargas de torsión y de flexión. La grieta se originó en un cambio de sección de un filete agudo.

9.5.2 La falla estática se produce cuando se impone a la aeronave o a algún componente de la aeronave cargas que exceden de la carga de rotura. En vuelo, esto puede ocurrir cuando la aeronave es sometida a maniobras demasiado difíciles o a una velocidad demasiado elevada. En el aterrizaje o en tierra, esto puede ocurrir si se hace aterrizar la aeronave demasiado fuerte o se la somete a rodaje sobre un obstáculo. Cuando una aeronave golpea el terreno, el daño que resulta es de tipo estático y la carga del impacto es una consideración importante.

Fracturas comunes en metales

9.5.3 El efecto de deformación o “estricción” que se encuentra en la mayoría de las fracturas de metal es una indicación de una falla de tipo estático. El examen detallado de la deformación revelará indicios del tipo de carga (es decir, flexión, tracción, etc.) y la dirección de la carga. En la mayoría de los casos, las dos mitades de la fractura coincidirán o podrán ser reconocidas como un par. Sin embargo, debería tenerse cuidado de no permitir que las partes estén realmente en contacto, puesto que esto podría alterar o destruir la prueba de la superficie que puede ser necesaria la evaluación en laboratorio de las superficies fracturadas.

Tracción

9.5.4 En una rotura por tracción, una parte o toda la superficie fracturada consiste en una serie de planos inclinados de aproximadamente 45º a 60° en la dirección de la carga. En un fragmento pequeño, tales como la lámina de metal, quizá haya solamente un plano inclinado. Las fracturas frecuentes en un plano inclinado se llaman “fracturas oblicuas” o “fracturas de tracción por cizallamiento”, mientras que a las que están sobre el plano perpendicular a la dirección de la carga a menudo se las llama fracturas planas. Cuando una fractura predominantemente plana tiene pequeñas fracturas oblicuas a lo largo de los bordes, a estas fracturas oblicuas se las llama “borde de cizallamiento”. En los materiales dúctiles también se presenta generalmente una deformación local considerable o “estricción” con una reducción del área del corte transversal. Si la fractura se debe únicamente a la tracción, las dos mitades de la fractura se separarán muy claramente y no habrá muestras de frotamiento. En la Figura III-9-8 se muestra la rotura por tracción de un material típico de la aeronave.

Compresión

9.5.5 En general, las roturas por compresión se producen de dos formas: compresión propiamente dicha y pandeo. La compresión propiamente dicha generalmente se encuentra en secciones cortas y pesadas mientras que el pandeo se encuentra en secciones largas y más livianas. Cuando el pandeo está localizado, se dice que es paralizante. Cuando toda la pieza se deforma, a esto se llama pandeo global. El pandeo paralizante y el global son fácilmente reconocibles puesto que en todos los casos la pieza se tuerce y pierde su forma original.

9.5.6 En las roturas por compresión propiamente dicha la pieza se separa en planos oblicuos como en los casos de tracción, salvo que durante la separación se produce el frotamiento de las dos mitades de la fractura. Además, en algunos materiales se produce un aumento localizado del área transversal donde el límite de resistencia del material ha cedido. La Figura III-9-9 muestra ejemplos de rotura por pandeo y compresión propiamente dicha.

Tensión

9.5.7 Los esfuerzos de tracción resisten la tensión en un lado de la pieza y la compresión en el lado opuesto. La apariencia de la fractura en las áreas respectivas es la descrita antes bajo tracción y compresión. La dirección del impulso de flexión que causa la rotura siempre puede determinarse a partir de la distorsión en el lugar de la fractura. Cuando la pieza finalmente se separa, los bordes torneados pueden encontrarse en la parte interior o en la cara de compresión de la fractura. Esta forma torneada se produce debido a que después de la rotura por tracción inicial, la rotura final sobre el lado de compresión puede ser de cizallamiento en vez de compresión. Este tipo de rotura se ilustra en la Figura III-9-10.

Cizallamiento

9.5.8 Al igual que en las roturas por compresión, las roturas por cizallamiento pueden ocurrir de dos formas distintas — cizallamiento propiamente dicho y pandeo de cizallamiento. En el primer tipo de rotura, las dos mitades de la fractura se deslizarán una a través de la otra y la fractura parecerá frotada, pulida o rayada, y la dirección de las rayas dará una idea de la dirección de la fuerza de cizallamiento aplicada.

9.5.9 El pandeo de cizallamiento generalmente ocurre en láminas finas de metal tales como de recubrimiento de ala o alma de larguero. La lámina se torcerá en diagonal y la dirección de la fuerza aplicada puede verse en la apariencia de la distorsión. La Figura III-9-11 muestra ejemplos de cizallamiento propiamente dicho y pandeo de cizallamiento de material dúctil.

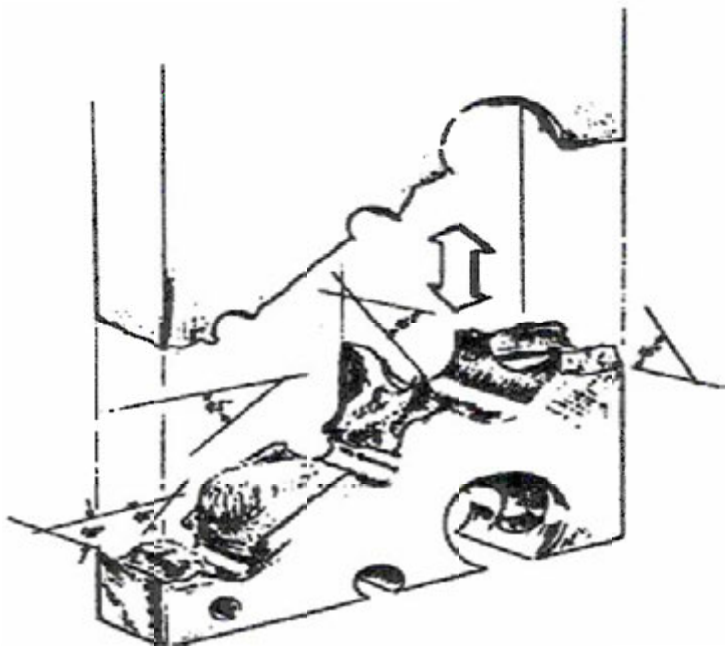


Figura III-9-8. Rotura de material dúctil por tracción estática



Figura III-9-9. Rotura por compresión (pandeo), (izquierda); rotura por compresión propiamente dicha (derecha)

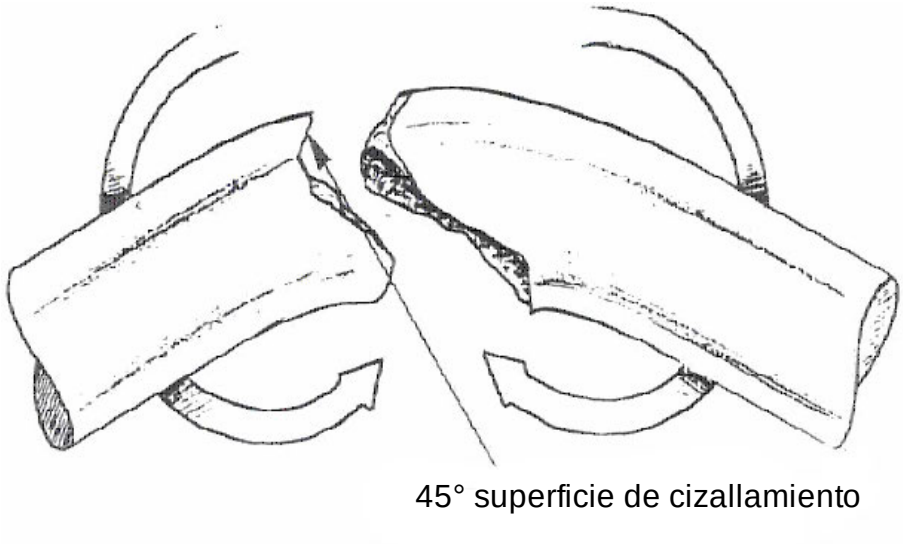


Figura III-9-10. Rotura de material dúctil por flexión

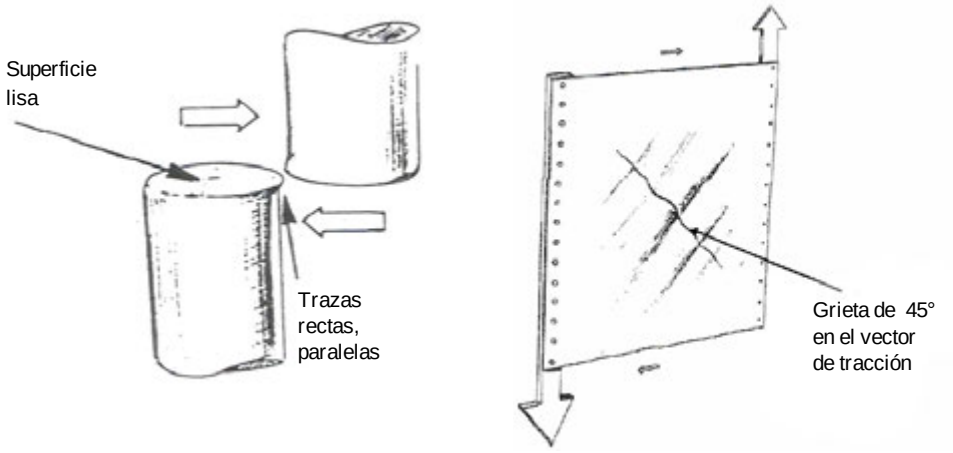


Figura III-9-11. Roturas por cizallamiento.
Rotura de material dúctil por cizallamiento propiamente dicho (izquierda);
rotura de material dúctil por pandeo de cizallamiento (derecha).

9.5.10 Cuando remaches, tornillos o pernos se rompen en cizallamiento, la rotura generalmente va acompañada de alargamiento del orificio y detrás del remache aparecerá un espacio abierto en forma de luna nueva o media luna. Este resultado puede usarse para determinar la dirección de la fuerza cortante.

Torsión

9.5.11 Puesto que la torsión es una forma de cizallamiento, la rotura por sobrecarga de torsión será algo similar a la rotura por cizallamiento. La prueba de la dirección del impulso de torsión puede verse en la superficie fracturada observando las marcas de rayas. A la mayoría de las piezas les queda un alabeo permanente y esto también puede usarse como una indicación. En las piezas de tuberías o grandes secciones abiertas, como el ala, las roturas por torsión a menudo ocurren como roturas por inestabilidad y en forma de pandeo. Una vez más, la dirección del alabeo puede determinarse examinando de cerca la distorsión. La Figura III-9-12 muestra ejemplos de rotura por torsión.

Desgarramiento

9.5.12 Las roturas de desgarramiento en láminas de metal, o también en secciones más pesadas, generalmente ocurren de dos formas distintas — desgarramiento por cizallamiento y desgarramiento por tracción.

9.5.13 El desgarramiento por cizallamiento ocurre cuando las fuerzas aplicadas actúan fuera del plano de la lámina. Estas roturas se caracterizan por el material torneado en los bordes de la lámina y por rayas en la superficie fracturada. La concavidad de las rayas puede usarse para determinar la dirección del desgarramiento. La dirección del desgarramiento va de convexa a cóncava. Algunas veces hay una película pesada de pintura. La rotura de la película de pintura en forma de dientes de sierra puede ayudar a determinar la dirección del desgarramiento.

9.5.14 El desgarramiento por tracción ocurre cuando la lámina se desgarra bajo fuerzas de tracción en el plano de la lámina o de la pieza. Este tipo de fractura es bastante común. Salvo cuando se trata de material en láminas finas, el examen de la fractura revelará marcas “espigadas” apuntando hacia atrás, al origen de la rasgadura.

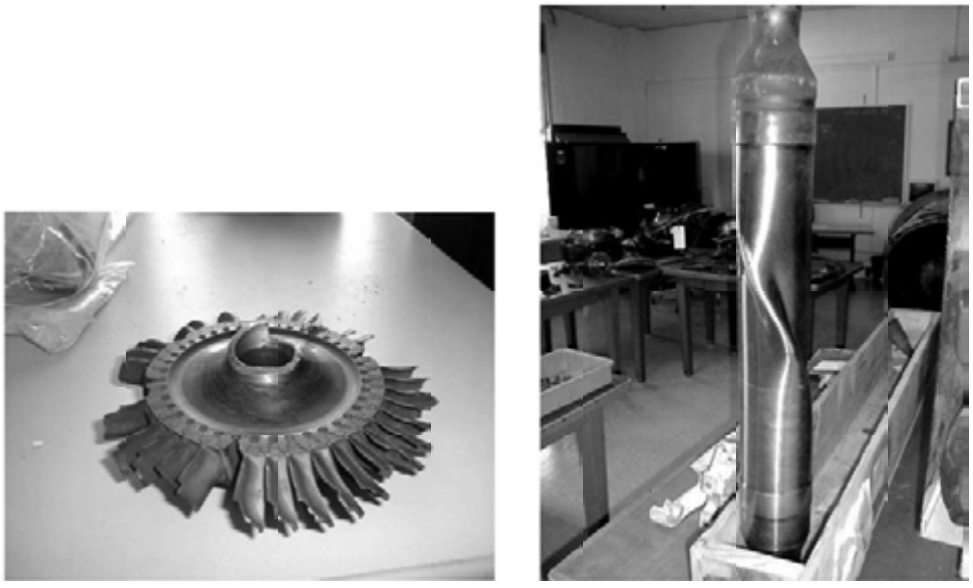


Figura III-9-12. Roturas por torsión. Turbina de helicóptero (izquierda); rotura del eje de un motor de turbina (derecha).

Fracturas comunes en tejidos

Tracción

9.5.15 Como era de esperar, las roturas de tejidos son resultado de una sobrecarga en las hebras individuales. Si la fuerza de tracción aplicada es paralela a las hebras de la tela, los extremos salientes de las hebras que tienen una apariencia de cepillo no se deformarán respecto a la línea de la carga. Si la fuerza de tracción aplicada está en ángulo respecto a las hebras, en la fractura las hebras se deformarán alineadas con la carga. (Figura III-9-13).

Desgarramiento

9.5.16 Bajo el efecto de cargas de desgarramiento, cada hebra se rompe por tracción, pero generalmente están deformadas en la dirección del desgarramiento. Los extremos de las hebras presentan la apariencia familiar de cepillo. La deformación de las hebras es mucho más pronunciada que la que se encuentra en caso de carga de tracción en ángulo con la línea de la hebra (Figura III-9-14).

Deshiladura

9.5.17 Deshiladura es el término aplicado a la apariencia de las fracturas de tejidos y a su batimiento en la corriente de aire después de la rotura. El tejido queda deshecho, lanudo y algunas veces hasta con nudos. Algunas veces esto puede ser una indicación de falla en vuelo. Sin embargo, esta condición puede presentarse en tierra en condiciones de viento fuerte y se debe actuar con cautela al considerar esta característica particular. Se puede tener cierta idea del tiempo de exposición a partir de la cantidad de deshiladura. Grandes cantidades de deshiladura pueden indicar una exposición prolongada y/o gran velocidad de la corriente de aire. (Figura III-9-15).

Fracturas comunes en polímeros (plásticos)

Generalidades

9.5.18 Las fracturas en ventanas de plástico son difíciles de evaluar debido a que en la mayoría de los casos solo hay un pequeño número de fragmentos para el examen. Cuanto más trozos se recuperen tanto mejor será la posibilidad de determinar el modo en que se produjo la rotura. El procedimiento general empleado para estudiar roturas en plásticos es poner juntos los fragmentos disponibles y entonces, correlacionando unos con otros los modos de rotura, aislar la rotura inicial. Más adelante se presenta información sobre la apariencia de los tipos típicos de fracturas por tracción, flexión y desgarramiento. Además, hay algunos principios generales que ayudan a aislar la rotura inicial. Una primera forma de rotura termina únicamente al borde del panel y generalmente es una curva suave. Por lo tanto, las roturas o fracturas que terminan en otras roturas pueden descartarse como roturas secundarias. Todas las roturas deben examinarse cuidadosamente para encontrar ampollas, arañazos, muescas o estrías que, en general, actuarán como área de concentración de esfuerzos e iniciarán la rotura.

9.5.19 Se han identificado dos tipos generales de marcas en fracturas de vidrio o plástico que se usan comúnmente. Estos dos tipos son “marcas de nervadura” y “marca de rastrillado”. Las marcas de nervadura son similares a las ya conocidas marcas de fatiga en forma de concha o en ondas y son líneas curvas que se extienden en la dirección de la propagación de la fractura. La dirección de la fractura se acerca a una marca de nervadura en el lado cóncavo y deja un lado convexo. Aunque las marcas de nervadura se encuentran sobre fracturas de vidrio y plástico iniciadas por un impacto, pueden producirse por el desgarramiento relativamente lento del vidrio o plástico. Las marcas de rastrillado son perpendiculares a las marcas de nervadura y son similares a las “marcas de trinquete” debidas a la fatiga, que indican múltiples grietas que se unen entre sí. Las marcas de rastrillado son muy buenas para identificar el origen de la fractura, puesto que siempre apuntan en dirección de la grieta inicial. Si la fuente de la rotura es una ampolla u otro defecto, las marcas de rastrillado muy a menudo se extenderán en forma de rayos partiendo del defecto.

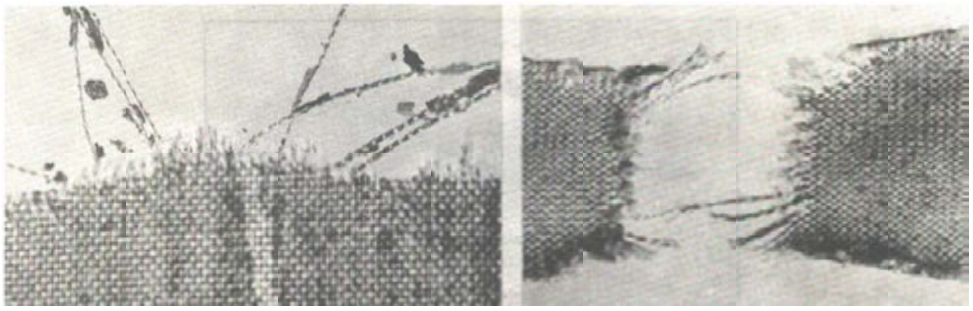


Figura III-9-13. Roturas de tejidos bajo tracción.
A la izquierda: aspecto espeso, fibras rectas a lo largo de las hebras.
A la derecha: Aspecto espeso, fibras desviadas en el lugar de la rotura a través de las hebras.

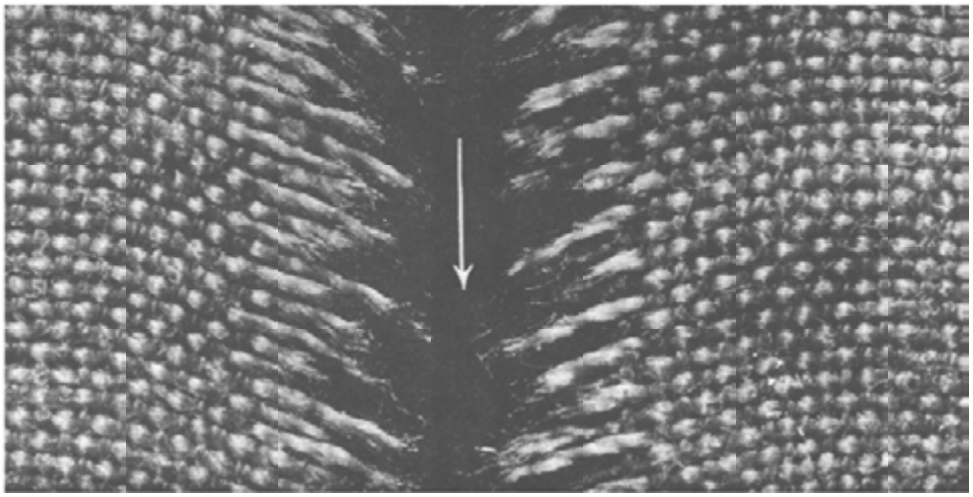


Figura III-9-14. Desgarramiento. Fibras desviadas en dirección de la propagación de la rotura.



Figura III-9-15. Deshiladura. A la izquierda: bordes fracturados, "lanudos" debido al batimiento en la corriente de aire.
A la derecha: fractura después del desgarramiento.

Tracción

9.5.20 Debido a su poca ductilidad, el plexiglás y otros plásticos similares se rompen en forma quebradiza. Las roturas generalmente se originan en un punto débil del material o en un arañazo o estría. La zona de rotura inicial generalmente es plana, lisa y muy pulida. Las marcas se parecen a las “espigadas” que se encuentran en las fracturas de metal desgarrado y que se extienden en forma de rayos a partir del origen de la rotura por tracción. Algunas veces, mover el fragmento hacia adelante y atrás para iluminarlo de forma diferente ayudará a hacer que las marcas puedan distinguirse más fácilmente.

Flexión

9.5.21 El lado exterior o extensible de la flexión generalmente se puede determinar buscando el lado plano de la fractura, que es aproximadamente perpendicular a la superficie. Sobre el lado de la compresión, la rotura generalmente está sobre el plano oblicuo y el borde de compresión es torneado o redondeado.

Desgarramiento

9.5.22 El desgarramiento en los plásticos es esencialmente un desgarramiento por tracción debido a cargas que están casi en el plano de la superficie. Muy a menudo en las fracturas por desgarramiento se encuentran efectos de flexión con efectos de tracción. Sobre la fractura pueden verse líneas curvas, como ondas que se extienden a partir del punto en que comenzó el desgarramiento. Estas líneas curvas generalmente son perpendiculares al borde de tracción de la fractura y se curvan rápidamente hasta que parecen correr en tangente al borde de compresión. Estas marcas se parecen a las marcas en forma de concha o en ondas ya conocidas que se encuentran en las roturas que la fatiga produce en metales y que cuando se trata de fracturas en plásticos generalmente se las llama marcas de “nervadura”.

9.6 MODOS DE APLICACIÓN DE LA CARGA

Generalidades

9.6.1 La forma o modo de aplicación de la carga tiene una relación extremadamente importante con la manera en que una pieza falla en servicio. Todo desglose o tipificación de variaciones en las aplicaciones de las cargas es, en el mejor de los casos, solo arbitrario puesto que, en general, la diferencia entre los diferentes tipos es realmente de solo un grado. Por consiguiente, el modo de aplicación de la carga se mezcla con otro a medida que la velocidad de carga aumenta o disminuye. Los cambios en la frecuencia de carga resultarán también en un cambio de modo. En realidad, no se puede hablar de una regla clara y definida. Sin embargo, para fines del trabajo de investigación algunas veces es conveniente examinar una carga en particular como un tipo u otro. Por esta razón, en el texto que sigue los diversos modos están divididos arbitrariamente en tres tipos: estático, repetido y dinámico.

Carga estática

9.6.2 La carga estática puede subdividirse en carga estática de corta duración y carga estática de larga duración.

Carga de corta duración

9.6.3 En la carga estática de corta duración la carga se aplica de forma tan gradual que todas las partes están en cualquier instante esencialmente en equilibrio, es decir, que pueden usarse directamente las fórmulas de esfuerzo simple, convencional. En los ensayos, se aumenta progresivamente la carga hasta que se produce la rotura y el tiempo total requerido para producir la rotura no es de más que unos pocos minutos. En servicio, se aumenta progresivamente la carga hasta su valor máximo y se mantiene en ese valor máximo, pero por un tiempo limitado, y no se vuelve a aplicar lo suficientemente a menudo como para que se deba tener en cuenta la fatiga. La resistencia máxima, el límite elástico, el límite de resistencia y el módulo de elasticidad del material se determinan generalmente mediante ensayos estáticos de corta duración. Como se explicará más adelante, este es el tipo de aplicación de carga empleado conjuntamente con los criterios de diseño de hoy en día. Las cargas que imponen a la aeronave las diversas maniobras o la velocidad máxima de ráfagas aisladas generalmente se consideran como cargas estáticas.

Carga de larga duración

9.6.4 En la carga estática de larga duración la carga máxima de aplica gradualmente como antes, pero la carga se mantiene. En los ensayos, se mantiene por un tiempo lo suficientemente largo como para que se pueda predecir su efecto final probable. En servicio, se mantiene continuamente o intermitentemente durante la vida de la estructura. Las características de plastodeformación o de fluencia de un material y su resistencia permanente probable se determinan mediante pruebas de largo plazo a la temperatura prevaleciente en condiciones de servicio. Este tipo de aplicación de la carga generalmente solo es importante a temperaturas elevadas. Cuando una pieza es sometida a carga por un tiempo relativamente largo a temperaturas más elevadas que lo normal, comenzará a fluir lentamente o a deformarse a una velocidad más o menos uniforme. La resistencia de la pieza se reduce a partir de su valor a la temperatura ambiente. Actualmente, hay pocas aplicaciones de este tipo de carga en aeronaves civiles. Sin embargo, a medida que aumentan las velocidades de las aeronaves y las temperaturas de los revestimientos son suficientemente elevadas, este tipo de carga cobrará una importancia cada vez mayor.

Cargas repetidas

9.6.5 En las cargas repetidas, la carga o el esfuerzo se aplica y se quita total o parcialmente o se aumenta muchas veces en sucesión rápida. Este es el tipo de aplicación de la carga que está asociada con la fatiga. En términos generales, cargas repetidas implica un gran número de aplicaciones de carga. Sin embargo, en ciertas condiciones, la carga repetida de solo relativamente pocos ciclos puede producir un efecto similar a un gran número de ciclos. Este punto se explorará más a fondo más tarde cuando se examine la fatiga. Por el momento, es importante recordar que la resistencia de una pieza disminuye respecto del valor de resistencia estática cuando la pieza se somete a una carga repetida. La disminución real varía con el nivel de esfuerzo y el número de repeticiones. El ejemplo típico que sigue ilustrará este punto. Si una barra redonda de aleación de aluminio 2014-T6 recibe una carga de tracción el esfuerzo de rotura será de 60 000 psi. Aun así, si esta misma pieza hubiera sido sometida a una carga a través de cien millones de ciclos de carga de flexión inversa, el esfuerzo de rotura sería de solamente 20 000 psi. Ciclos de esta magnitud pueden producirse y a menudo se producen durante la vida útil de una aeronave. Las ráfagas atmosféricas y la vibración producen un tipo de carga repetida y para algunas aeronaves, las cargas de maniobras son importantes.

Carga dinámica

9.6.6 En los dos tipos de carga mencionados antes existe un estado de equilibrio, es decir que las cargas externas estaban equilibradas con las cargas internas. En la carga dinámica, la pieza que recibe la carga está en un estado de vibración y el equilibrio estático no existe por un tiempo. En términos amplios, hay dos clases de carga dinámica – carga repentina y carga de impacto.

Carga repentina

9.6.7 La carga repentina se produce cuando de repente se coloca sobre una pieza o estructura un peso o "carga estática", que no está en movimiento. Este sería el caso de una viga si con una cuerda se suspendiera un peso que pudiera tocar la viga, y se cortara la cuerda. El esfuerzo y la deflexión así producidos serían aproximadamente dos veces más grandes que si se dejara el peso sobre la viga como una carga estática. Cuando se aplique repentinamente, toda fuerza causará aproximadamente el doble de esfuerzo y deformación que cuando se aplica progresivamente. La magnitud real del "factor de amplificación" depende en gran parte del tipo particular de fuerza o carga que se considere y de la rigidez del sistema. En materia de aeronaves, las cargas de ráfagas son formas de carga repentina aunque, como se verá más adelante, se tratan como cargas estáticas.

Carga de impacto

9.6.8 El impacto está generalmente asociado con movimiento, como cuando un cuerpo golpea otro. Raramente pueden desarrollarse grandes fuerzas bajo carga de impacto. Este tipo de carga no tiene un lugar directo en el diseño de aeronaves (una excepción posible sería, quizás, un diseño para supervivencia en caso de accidente), pero es importante en la labor de investigación de accidentes de aeronaves. Los materiales que generalmente se rompen de un modo dúctil bajo una carga estática pueden romperse de un modo quebradizo si la velocidad de carga es lo suficientemente elevada. Al respecto, la velocidad de carga debe ser apreciablemente mayor que 50 ft por segundo (15 m/s) para que este tipo de carga sea significativo. Cabe recordar que aun cuando una aeronave toque tierra a alta velocidad, dada la elasticidad en la estructura de la aeronave y las características de absorción de carga del terreno, muchas piezas reciben carga a una velocidad considerablemente más baja que la intensidad real del impacto.

Criterios relativos a las cargas de diseño

9.6.9 No es posible examinar con detalle en este manual los criterios relativos a las cargas de diseño que contienen los diversos reglamentos de los Estados sobre este asunto. Tampoco es posible establecer tales criterios con respecto al diseño de todas las aeronaves. Cuando ocurre un accidente en el que se sospecha de la integridad estructural, el investigador debería ponerse al corriente de los reglamentos y los criterios de diseño pertinentes.

9.7 ROTURA EN VUELO

Secuencia de fallas

9.7.1 El desprendimiento en vuelo generalmente es el resultado de fatiga de metales, diseño incorrecto, mantenimiento incorrecto o carga aerodinámica. Y cuando una pieza o componente estructural se rompe en vuelo, generalmente comienza una cadena de sucesos durante los cuales fallan otras piezas o componentes. Por consiguiente, cuando una sección de ala se rompe y se desprende de la aeronave, muy a menudo la sección que se ha separado golpeará y desprenderá porciones del fuselaje o de la cola. El desprendimiento debido a la rotura de la sección del ala generalmente se menciona como la rotura "inicial" mientras que roturas del fuselaje o la cola se llaman roturas "subsiguientes". Además, cuando la aeronave o los componentes separados dan en tierra, generalmente esto resulta en un daño por impacto considerable. Entonces, la tarea del investigador es, primero, separar el daño en vuelo del daño causado por el impacto en tierra. Después, el investigador debe buscar entre las roturas en vuelo la que es inicial y, finalmente, aislar la causa exacta de la rotura inicial.

9.7.2 En otras secciones de este capítulo, se presentaron textos para orientación del investigador al desarrollar los hechos pertinentes relacionados con accidentes de rotura estructural. A medida que se desarrollan los diversos puntos, el investigador debería integrar constantemente las nuevas pruebas. Si la investigación ha avanzado sistemáticamente y si el examen detallado ha sido minucioso, los modos definitivos en que se produjo la rotura serán evidentes. Se encontrará que ciertas roturas deben haber precedido a otras para que se haya producido el daño observado. A medida que el trabajo avanza, se establecerá una secuencia definida de roturas.

Secuencia con el ala primero

9.7.3 Cuando el ala se rompe primero debido a una carga estática ascendente excesiva, el ala separada se curvará hacia arriba y hacia atrás sobre el fuselaje. Al mismo tiempo, el desequilibrio de sustentación del ala opuesta produce una aceleración rápida del balanceo haciendo que el lado de la aeronave que ha perdido su ala rote hacia abajo. En algunos casos, la velocidad de balanceo es suficientemente rápida como para causar una rotura por torsión en el empenaje. El ala desprendida a menudo golpea las superficies de cola causando marcas y manchas de impactos similares entre el ala rota y los bordes de ataque de la cola. El impacto con la cola puede ser lo suficientemente fuerte como para causar roturas secundarias en las estructuras de la cola (Figuras III-9-16, III-9-17 y III-9-18).

Secuencia con la cola primero

9.7.4 Una vez que las fuerzas aerodinámicas exceden la resistencia de la cola, esta generalmente se separará en una flexión descendente. Los largueros de los estabilizadores horizontales mostrarán pruebas permanentes que son características de la rotura por flexión. En el recubrimiento también se puede producir un pandeo diagonal si el borde de ataque rota durante el desprendimiento. Una vez que se pierde la cola, el picado rápido de la aeronave a menudo resulta en una carga descendente excesiva de las alas como una falla secundaria. Sin embargo, las alas pueden mostrar efectos de cargas positivas excesivas previas (Figuras III-9-19 y III-9-20).

9.7.5 En cualquiera de los casos (primero el ala o primero la cola) antes de que se produjera la primera falla, se habían impuesto cargas excesivas a la célula. A menudo pueden verse los efectos residuales de estas fuerzas, aun después del desprendimiento secundario por carga excesiva en la dirección opuesta. Por ejemplo, en la primera secuencia el ala estuvo expuesta primero a fuerzas positivas elevadas hasta que la cola falló, causando una rotura del ala por una carga negativa excesiva. Estas cargas “inversas” pueden ser erróneamente identificadas como flameo. El investigador también debe evaluar cuidadosamente la causa de las cargas “inversas” en otros fragmentos secundarios que baten en la corriente de aire durante la rotura en secuencia. Estas inversiones de carga no son el resultado de un flameo verdadero.

Actitud de la aeronave justo antes de la rotura

9.7.6 Si el investigador sigue los procedimientos descritos en este capítulo sería posible, por ejemplo, determinar que la sección del ala izquierda se había roto en vuelo. Sin embargo, el investigador aún debe determinar por qué esto se produjo y si la rotura era compatible con la actitud de vuelo en el instante de la rotura. Esta conclusión es necesaria a fin de descartar la posibilidad de una deficiencia de diseño o para probar que se habían impuesto cargas excesivas. Si testigos en tierra u otros observaron el accidente, no será necesario un gran trabajo para conciliar el daño estructural con la actitud en vuelo. Cuando no hay testigos, el investigador debe comparar la carga que produjo la rotura con cargas conocidas para varias actitudes de vuelo a fin de llegar a tener cierta indicación de la velocidad de la aeronave y de la maniobra que se estaba realizando en el momento de la rotura.

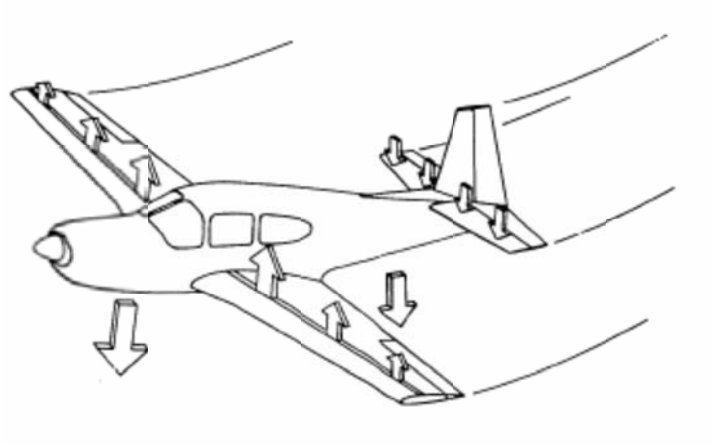


Figura III-9-16. En una maniobra a alta velocidad, las alas tienen una carga positiva g elevada y la cola una carga negativa G elevada

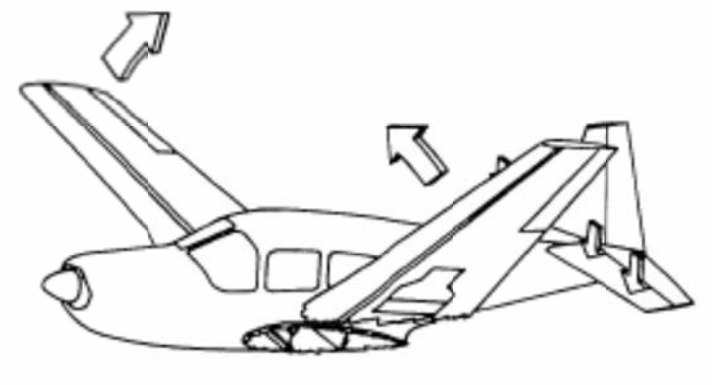


Figura III-9-17. El ala se rompe debido a una carga ascendente excesiva y la aeronave se balancea abruptamente

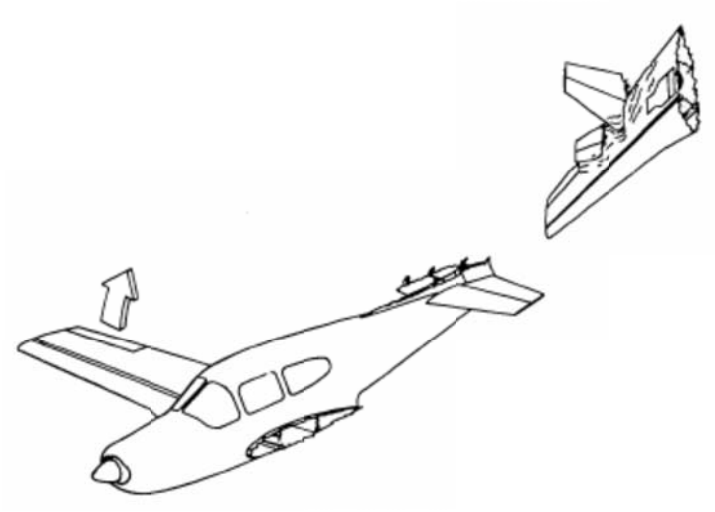


Figura III-9-18. Un ala desprendida a menudo golpea la cola causando roturas secundarias o rugosidades en la superficie de fractura, o ambas cosas.

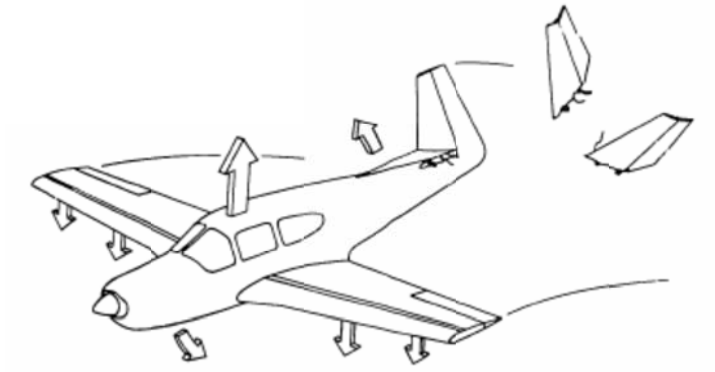


Figura III-9-19. La elevada carga descendente sobre la cola causa la rotura y caída de la cola. La pérdida de la carga compensadora de la cola causa un cambio rápido a picado y carga descendente.

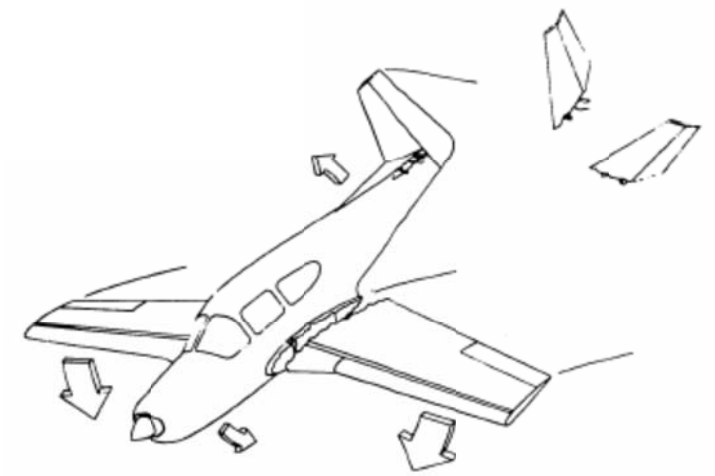


Figura III-9-20. La excesiva carga descendente sobre las alas causa la rotura de un ala, o de ambas, por flexión hacia abajo.

Roturas primarias y secundarias

9.7.7 Para determinar la secuencia de la rotura, es extremadamente útil tener una comprensión cabal de las roturas de tipo primario y secundario. La rotura de tipo primario es aquella que se produce mientras piezas adyacentes o relacionadas están intactas y cuando se ha aplicado a la parte rota una carga similar a la carga de diseño. Así pues, una rotura de tipo primario de uno de los principales largueros del ala supondría la rotura por compresión de un cordón de larguero, y/o pandeo del alma de larguero, y/o la rotura por tracción del otro cordón de larguero. Una rotura de tipo secundario es aquella que se produce cuando la integridad de piezas adyacentes ha sido destruida por roturas previas. En general, el tipo de la carga que produce tal rotura es diferente del de la carga de diseño. Por consiguiente, si se ve que los dos cordones de larguero del ala se rompieron por fuerzas de torsión o flexión, las roturas serían secundarias. Es necesario cierto conocimiento de las funciones de diseño de las diversas piezas estructurales de la aeronave para decisiones de este tipo. En general, las roturas del primer tipo generalmente están asociadas con la rotura inicial y las subsiguientes en vuelo, mientras que las roturas del segundo tipo están asociadas más frecuentemente con roturas o daños por impacto en tierra.

9.8 MATERIALES COMPUESTOS[1]

9.8.1 Los materiales compuestos[2] se han estado usando en las aeronaves durante décadas. En el ámbito militar, se han usado materiales compuestos durante más de 40 años. El Windecker Eagle, la primera aeronave construida totalmente con materiales compuestos certificada por la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos recibió este tipo de certificado en 1969. Esta aeronave de material compuesto y fabricación artesanal ha estado disponible durante más de 20 años para la comunidad que adquiere aviones para ensamblar. Aun una nave espacial construida completamente con materiales compuestos, SpaceShipOne, voló en el espacio con éxito repetido. Sin embargo, durante su larga historia los compuestos tuvieron un uso limitado en las aeronaves comerciales, principalmente en superficies de mando, estructuras secundarias y paneles no estructurales.

---

1. Los autores de esta sección son el Dr. Joseph Rakow y el Dr. Alfred Pettinger, especialistas de Exponent Failure Analysis Associates. El Dr. Rakow y el Dr. Pettinger son ingenieros en la práctica de ingeniería mecánica y materiales/metalurgia de la empresa. Para comunicar con el Dr. Rakow dirigirse a 650-688-7316 y jrakow@exponent.com; para comunicar con el Dr. Pettinger dirigirse a 949-341-6004 y a apettinger@exponent.com.
2. En esta sección, “compuestos” se refiere a una clase de materiales caracterizados por fibras en una matriz.

9.8.2 Las aeronaves de reacción comerciales introducidas en el mercado en el nuevo milenio representan un cambio importante respecto a las tendencias históricas. Estas aeronaves usan materiales compuestos para estructuras primarias y, en algunos casos, para casi el 100% de la célula. Por ejemplo, el Airbus A380 entró en el servicio comercial en 2007 con una célula cuya estructura tiene el 25% de su peso de material compuesto, con todo el cajón de ala central de material compuesto. La célula del Boeing 787, cuya entrada en servicio está prevista para 2008, está diseñada para tener una estructura con el 50% de su peso de material compuesto, con casi el 100% del revestimiento, secciones enteras del fuselaje con componentes de refuerzo integrados (Figura III-9-21) y los cajones de ala construidos de materiales compuestos. El Boeing 787 estará propulsado por un motor turbofán GEnx, con álabes de la soplante y revestimiento de componentes hechos de materiales compuestos (Figura III-9-21) en vez de los metales tradicionales. En el gran mercado de transporte aéreo complementan esta transición las células totalmente fabricadas con materiales compuestos para aeronaves de negocios y aviones de reacción muy livianos, tales como el Adam A700 (Figura III-9-21), así como adelantos paralelos en las aeronaves militares. El F-22 contiene aproximadamente el 60% de su estructura en material compuesto, comparado con ligeramente más del 20% del F/A-18C/D, que comenzó a producirse solo una década antes. En la Figura III-9-22 se ilustra el aumento y el uso de materiales compuestos en aeronaves militares y comerciales.

9.8.3 A diferencia de los metales, los materiales compuestos se construyen con muchos materiales distintos, típicamente fibras largas que son rígidas y fuertes (carbono o vidrio), y una matriz que es, fundamentalmente, cola plástica endurecida que mantiene juntas las fibras. Las fibras ligadas están ensambladas capa por capa (capa o pliegue), para formar un material laminar. Las fibras de cada pliegue corren paralelas entre sí o están entretejidas como un textil. La orientación de las fibras las dictan las cargas que se espera soportará el material laminar, a menudo variando de pliegue a pliegue en un solo laminado. Debido a la naturaleza de la construcción del material compuesto, y en contraste con los metales, la respuesta de los materiales compuestos sometidos a cargas generalmente varía con la dirección en que se aplica la carga. Los diseñadores comprenden y pueden predecir estos fenómenos, mientras que los investigadores deben poder reconocerlos y reconstruirlos.

9.8.4 El análisis de estructuras rotas de materiales compuestos no puede fundarse solamente en el conocimiento y experiencia acumulados para las estructuras metálicas. Por ejemplo, la descripción física de estructuras de materiales compuestos rotas requiere *términos* tales como extracción de fibras, delaminación y rotura de matriz interfacial. Estos *términos* ni siquiera existen en la descripción de roturas de estructuras metálicas.

9.8.5 Los materiales compuestos tienen variables de diseño que no existen en los metales. Estas variables incluyen orientación de las fibras, relación de volumen de fibra y matriz, espesor de capas y secuencia de apilamiento de capas, entre otros. Con nuevas variables llegan nuevas oportunidades para producir errores o imperfecciones. Algunas de estas imperfecciones son ondulación de las fibras, poca adhesión entre fibras y matriz, poca adhesión entre pliegues, exceso de huecos en la matriz y una matriz incorrectamente endurecida, entre otros.

9.8.6 Los cambios en las variables de diseño y las imperfecciones afectan directamente a la rotura de un material compuesto. Por ejemplo, considérese la Figura III-9-23, en la que hay diez ejemplares de materiales compuestos que presentan roturas por tracción[3]. Los diez ejemplares están divididos en dos grupos que representan dos orientaciones diferentes de fibras con respecto a los pliegues. Aun cuando todos los ejemplares sufrieron rotura por tracción, la apariencia física de las roturas es muy diferente entre los grupos. En un grupo, los ejemplares tienen una apariencia desmenuzada, mientras que en el otro grupo, la superficie de la fractura es más compacta con una textura fibrosa. Este es el resultado de la diferencia entre los dos grupos respecto a las orientaciones de las fibras. Aun dentro de cada grupo, hay diferencias en la apariencia de las roturas, que es el resultado de intersecciones entre las cinco muestras de cada grupo. Con variaciones en las orientaciones de las fibras y las imperfecciones, cada ejemplar roto tiene una apariencia única, aun cuando todos presentan una rotura por tracción. Este es uno de los retos cuando se analizan materiales compuestos rotos. En muchos casos, este reto puede abordarse analizando microscópicamente la superficie de las roturas para identificar características comunes que indican rotura por tracción.

3. Ginty, C.A. y C.C. Chamis, “Fracture Characteristics of Angleplied Laminates Fabricated from Overaged Graphite/Epoxy Prepreg”, *Fractography of Modern Engineering Materials: Composites and Metals*, STP 948, ASTM, 1987, pág. 101-130.



Figura III-9-21. Ejemplos de estructuras de materiales compuestos (desde arriba, en el sentido de las agujas del reloj): fuselaje de Boeing 787, álabes de soplante y caja de GEnx General Electric, avión de reacción Adam Aircraft A700 VLJ.

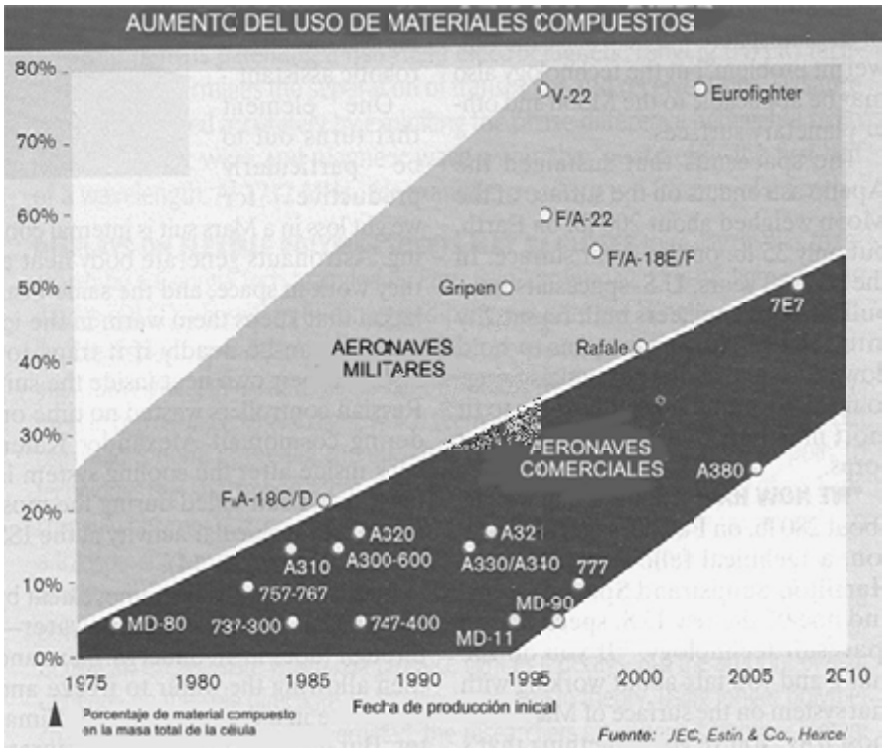


Figura III-9-22. Aumento del uso de materiales compuestos en los principales programas de aeronaves, por porcentaje en la masa total de la célula.

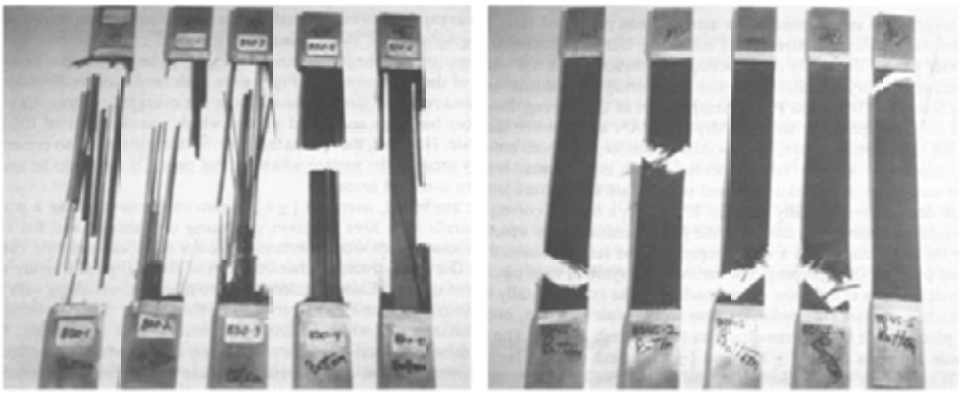


Figura III-9-23. Rotura por tracción en materiales compuestos; desde el punto de vista macroscópico, aun la tracción simple puede producir fracturas de diversas características. El análisis microscópico es de máxima importancia.

9.8.7 Los metales típicos para aeronaves son dúctiles, mientras que los compuestos típicos para aeronaves son quebradizos. La ductilidad permite la flexión, torsión y mella permanentes de estructuras, que fundamentalmente registran pruebas de eventos en el accidente. Por ejemplo, considérense las mellas y abolladuras en los bordes de ataque de la aeronave en la Figura III-9-24. Las mellas no solo indican que la aeronave sufrió un impacto, sino que también identifican el tamaño, la forma y la energía posibles que se relacionan con la causa del impacto.[4] Este tipo de información a menudo ayuda al investigador a determinar la secuencia de sucesos del accidente. De acuerdo con la National Transportation Safety Board (Junta Nacional de Seguridad del Transporte), (NTSB), esta aeronave chocó con un conjunto de líneas de energía eléctrica en la aproximación.[5] Otro ejemplo de prueba que ofrece la ductibilidad es la deformación producida por una explosión dentro de un fuselaje metálico. Las secciones ensanchadas del fuselaje, los bordes curvos de las roturas lejos de la explosión y el estiramiento y despolimerización y grietas de las secciones a lo largo de las líneas de remaches, todo indica el papel de una explosión en un accidente. La evaluación de la naturaleza específica de estos indicios reside mucho en la ductibilidad del metal, una propiedad que no ofrecen los materiales compuestos típicos de las aeronaves.



Figura III-9-24 La ductilidad de las estructuras de metal provee información muy visible respecto a un accidente

4. Wanttaja, R., “Wire Strike!”, http://www.wanttaja.com/avlinks/wire.htm, 1994.
5. National Transportation Safety Board, causa probable SEA95LA024, 1995.

9.8.8 Con los materiales compuestos, al igual que con los metales, la interpretación de las superficies de fractura puede proporcionar información valiosa. Para interpretar las superficies de fractura en las estructuras metálicas, los investigadores se basan en una masa de conocimientos bien establecida y ampliamente usada que, en el pasado, a menudo proporcionó resultados rápidos y reveladores. Un ejemplo es el accidente del vuelo 101 de Chalks Ocean Airways en diciembre de 2005 frente a la costa de Miami, Florida. La prueba inicial indicaba que el ala derecha se había separado en vuelo. En pocos días, la NTSB había identificado el daño por fatiga en los componentes metálicos estructurales en el ala derecha (Figura III-9-25) con el correspondiente daño en la estructura del ala izquierda[6]. Como se muestra en la Figura III-9-25, una inspección visual del cordón de larguero del ala revela marcas en ondas, que son prueba ampliamente aceptada de rotura debida a la fatiga. Como resultado de este análisis probado, a los pocos días del accidente se identificó al cordón de larguero del ala como un componente crítico en la investigación.



Figura III-9-25. Indicaciones de grietas debidas a fatiga en el cordón de larguero inferior del ala derecha de la aeronave Grumman Mallard G73 de Chalks Ocean Airways accidentada en diciembre de 2005. Este es un ejemplo de uso de la experiencia y el conocimiento acumulados respecto a estructuras metálicas para identificar factores posibles en un accidente.

6. National Transportation Safety Board, NTSB Advisory 051222a, 2005.

Laminados

9.8.9 Los laminados son la forma básica y más común de materiales compuestos en estructuras de aeronaves. Los laminados están constituidos por múltiples capas de material compuesto, en el que cada pliegue contiene fibras largas que se sostienen juntas en el material de la matriz. Uno de los retos de analizar laminados es que su respuesta depende de la dirección en que se aplica la carga con relación a la dirección en que están orientadas las fibras. Para comprender esto, considérese una sola capa. Una capa generalmente es más rígida y fuerte en la dirección de sus fibras que en ninguna otra dirección. Como ejemplo considérese que la dirección de la carga es la dirección grado 0. A medida que el ángulo entre las fibras y la dirección de la carga aumenta desde cero, la resistencia de la capa disminuye considerablemente[7], como se indica en la Figura III-9-26. La rigidez disminuye de modo similar. Compárese este comportamiento con una lámina de aluminio. La rigidez de resistencia de una lámina de aluminio es constante, independientemente de la dirección en que se aplique la carga[8].

9.8.10 El comportamiento estructural de los materiales compuestos deviene más y más complejo cuando las capas individuales están apiladas una sobre otra y tendidas para formar un laminado. La Figura III-9-27 muestra una sección transversal de un laminado, que ilustra claramente la variación en la orientación de las fibras por lo que respecta a las capas[9]. Las fibras en la capa del medio corren perpendicularmente al plano de la sección transversal como lo indican los círculos de los cortes transversales. En las otras capas las fibras corren en cierto ángulo entre 0 y 90º con relación al plano de la sección transversal, como lo indican las formas oblongas del corte transversal[10]. El comportamiento estructural de ese laminado lo dicta la orientación y dependencia de la dirección de cada capa[11]. En la Tabla III-9-2 se presenta una perspectiva de las propiedades físicas típicas de materiales compuestos y metálicos.

9.8.11 Un solo revestimiento laminado puede tener un comportamiento de acoplamiento estructural que generalmente no se observa en los materiales tradicionales. Por ejemplo, ciertos laminados presentan lo que se llama acoplamiento flexión-extensión o flexión-torsión. El acoplamiento flexión-torsión es un comportamiento en el que un laminado sujeto solamente a carga de tracción no solo se extiende sino que también se pliega, aun cuando no se apliquen cargas de flexión. Del mismo modo, en el acoplamiento flexión-torsión, un laminado sujeto solamente a carga de flexión no solo se pliega sino que también se tuerce, aun cuando no se apliquen cargas de torsión. Tal comportamiento se elimina únicamente si el laminado es simétrico, lo que significa que la orientación de las fibras en las capas por encima del plano medio geométrico del laminado son la imagen exacta de las orientaciones de las fibras o las capas que están debajo del plano medio. Un ejemplo de laminado simétrico es uno de cuatro capas en el que las capas tienen igual espesor con las siguientes orientaciones, de abajo hacia arriba: 90°, 0°, 0° y 90°. Un laminado simétrico no presentará acoplamiento flexión-extensión ni flexión-torsión.

9.8.12 Los laminados desequilibrados presentan un comportamiento de acoplamiento diferente llamado acoplamiento de cizallamiento. Un laminado equilibrado es aquel en que hay una capa orientada a $+\theta$ por cada capa orientada a $-\theta$. Un ejemplo de un laminado desequilibrado simétrico es uno con las siguientes orientaciones, de abajo hacia arriba: 45°, 22°, 22° y 45°. Un laminado desequilibrado simétrico sujeto a carga de tracción solamente no sólo se extenderá sino que también cortará en plano, aun cuando no se apliquen cargas de cizallamiento.

7. Hoskin, B.C. y A.A. Baker, *Composite Materials for Aircraft Structures,* American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1986.
8. Diversos procesos de fabricación, tales como laminado, pueden crear variaciones de dirección relativamente pequeñas en rigidez y resistencia.
9. Petrak, D.R., “Ceramic Matrices”, *ASM Handbook, Volumen 21: Composites,* ASM International, 2001, pág. 160-163.
10. La forma de los cortes transversales de las fibras puede usarse para determinar la orientación nominal de las fibras en las capas.
11. Además de las capas unidireccionales examinadas aquí, los laminados frecuentemente tienen capas con orientaciones bidireccionales de las fibras, en las que las fibras corren perpendicularmente entre sí.

9.8.13 Algunos laminados no presentan la dependencia direccional examinada antes. Estos se llaman laminados cuasi-isotrópicos. Isotrópico es un término que describe un material que no tiene dependencia direccional. Los laminados cuasi-isotrópicos son isotrópicos en el plano del laminado, lo que significa que el comportamiento estructural del laminado no depende de la dirección en que se aplica la carga, siempre y cuando la carga se aplique en el plano del laminado. Para ser cuasi-isotrópico, las capas del laminado deben estar orientadas a 0°, +45°, –45° y 90°, o a 0°, +60° y –60°, con un número igual de capas en cada orientación. La secuencia de apilamiento no tiene importancia.

Tabla III-9-2. Propiedades representativas de aleaciones y materiales compuestos típicos para aeronaves

Fibras de vidrio[1]	
Rigidez en tracción	72 GPa
Resistencia a la tracción	4,6 GPa
Diámetro	12 μm
Fibras de carbono[2]	
Rigidez en tracción	200 GPa
Resistencia a la tracción	2,6 GPa
Diámetro	8 μm
Matrices de epoxi avanzada	
Rigidez en tracción	3,5 GPa
Resistencia a la tracción	60 GPa
Temperatura máxima de operación[3]	90 – 250°C
Laminados de carbono/epoxi[4]	
Rigidez en tracción, longitudinal	130 GPa
Rigidez en tracción, transversal	7 GPa
Resistencia a la tracción, longitudinal	1,1 GPa
Resistencia a la tracción, transversal	0,02 GPa
Laminados de vidrio/epoxi[5]	
Rigidez en tracción, longitudinal	40 GPa
Rigidez en tracción, transversal	8 GPa
Resistencia a la tracción, longitudinal	1,1 GPa
Resistencia a la tracción, transversal	0,03 GPa
Aluminio para aeronaves[6]	
Rigidez en tracción	69 GPa
Resistencia a la tracción	310 MPa
Acero para aeronaves[7]	
Rigidez en tracción	205 GPa
Resistencia a la tracción	700 MPa

Notas.— Estas propiedades son valores representativos solamente, muchos de los cuales tienen amplias funciones asociadas a los mismos. Se debería consultar MIL-HNDBK-17-1F[12] y textos de referencia de fabricantes para información más específica y sobre propiedades. La mayoría de los datos respecto a materiales compuestos se tomaron de Hoskin y Baker[7].

1 Vidrio S
2 Grafito tipo II
3 Depende mucho del tratamiento térmico durante el proceso de cura
4 Unidireccional, fracción de 60% del volumen
5 Unidireccional, fracción de 45% del volumen
6 Aluminio 6061-T6
7 Acero 4130, la resistencia depende mucho del tratamiento térmico

12. MIL-HNDBK-17-1F, Departamento de Defensa de los Estados Unidos, Washington, DC, 2002.

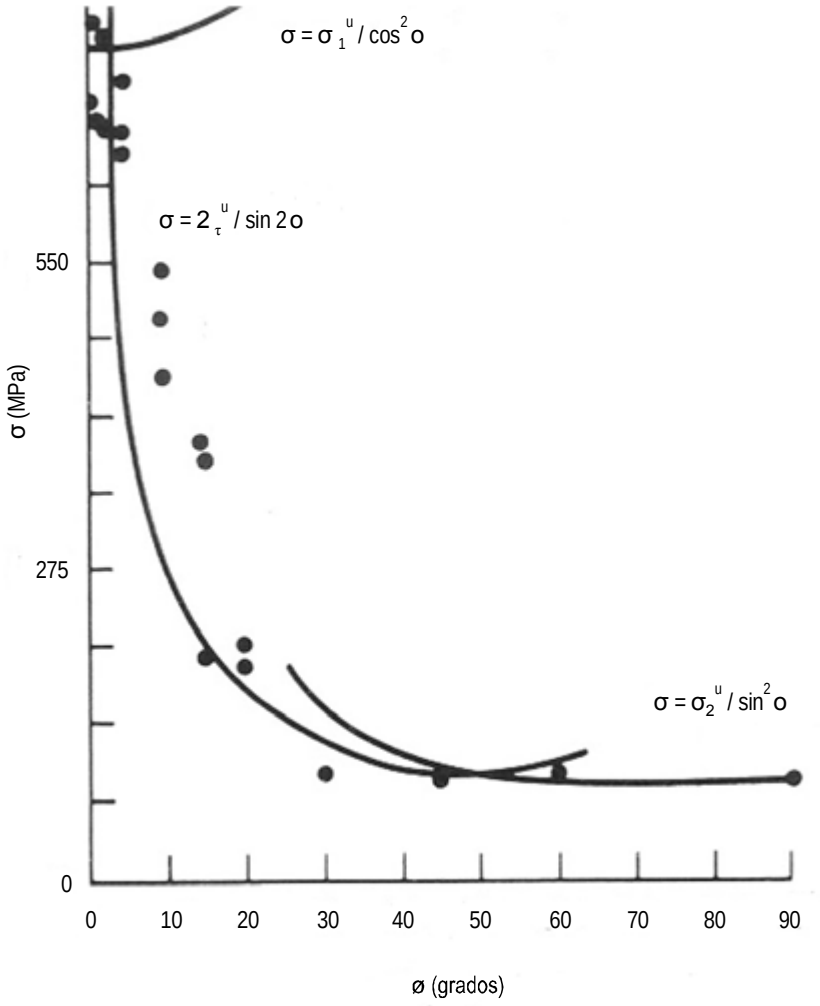


Figura III-9-26. La resistencia de una sola capa de material compuesto unidireccional, basada en un ángulo entre las fibras y la dirección de la carga σ_1^u es la resistencia máxima del laminado medida a lo largo de la dirección de la fibra, σ_2^u es la resistencia máxima del laminado medida en sentido perpendicular a la dirección de la fibra y τ^u es la resistencia máxima al cizallamiento del laminado, medida.

9.8.14 Debido a que las capas en un laminado están fundidas juntas, la deformación de una capa influye y recibe la influencia de la deformación en las capas vecinas. Las capas deben deformarse en la misma cantidad en la superficie de contacto. Sin embargo, debido a que las capas no están todas orientadas en la misma dirección, no tienen la misma rigidez en la dirección de la fuerza aplicada y, por consiguiente, el esfuerzo del laminado varía de una capa a otra. En particular, la capa con mayor rigidez en la dirección de la carga experimentará el esfuerzo más elevado. Además del esfuerzo, la resistencia física de cada capa varía según la orientación de las fibras con respecto a la dirección de la carga[7], como se indica en la Figura III-9-26. Estas variaciones en las capas respecto a esfuerzo y resistencia pueden dictar el origen de la rotura en un laminado. Es importante que los investigadores de accidentes puedan identificar la forma en que la composición del laminado afectará su rotura.

9.8.15 Constantemente se elaboran nuevos laminados y, por consiguiente, se presentan nuevos retos para el investigador. Así pues, esta sección no puede abordar todas las roturas posibles en los materiales compuestos. Por ejemplo, una clase de laminados relativamente nueva llamada laminados fibra-metal (FML). Los FML son similares a los laminados examinados anteriormente, pero tienen capas de metal, típicamente aluminio, además de las capas de material compuesto. Un ejemplo de FML es el llamado GLARE, que tiene capas de vidrio/epoxi alternando con capas de aluminio. GLARE se usa en secciones del fuselaje de la aeronave A380.

Características de roturas

9.8.16 El texto que sigue ilustra características que los laminados presentan típicamente cuando se produce alguna rotura bajo condiciones de carga básicas: tracción, compresión, flexión, impacto y fatiga. Debido a que los laminados a menudo son componentes en otras formas comunes de estructuras de materiales compuestos, tales como estructuras interlaminares, juntas y reparaciones, las características de rotura descritas serán aplicables al texto que sigue por lo que respecta a los materiales compuestos.

9.8.17 *Tracción*. La Figura III-9-23 muestra la forma en que aun la simple tracción puede producir diversas características de rotura. A pesar de esta diversidad, hay algunas características comunes de las fracturas por tracción en los compuestos fibrosos que ayudan a identificar su rotura bajo cargas de tracción. La Figura III-9-28 muestra una imagen microscópica de la superficie de fractura de un material compuesto que se rompió bajo carga de tracción, con las fibras alineadas en la dirección de la carga[13]. Una característica clara de la superficie de fractura es que las fibras fracturadas aparecen separándose de la matriz fracturada, lo que contribuye a la apariencia áspera de la superficie fracturada. Esta característica se denomina extracción de fibras y es una indicación típica de rotura por tracción en los materiales compuestos. La extracción de fibras es el resultado de fibras que se rompen y son extraídas de la matriz. Un examen de cerca de la Figura III-9-28 revela, además de las fibras extraídas, agujeros en la matriz que crearon otras fibras extraídas. En algunos casos de rotura por tensión, algunas fibras no se fracturan sino que se fractura la matriz. Entonces, las fibras se extienden sobre la fractura de la matriz en un fenómeno de enlace formando un puente o arco de fibras.

9.8.18 En ambos casos, las fibras extraídas pueden usarse para identificar la carga de tracción, y en el caso de laminados de capas superpuestas, para identificar las capas que reciben carga en tracción. La longitud de las fibras extraídas puede poner en perspectiva condiciones fundamentales importantes que están presentes en el material compuesto en el momento de la fractura, tales como temperatura y exposición a la humedad.

9.8.19 Las fibras largas, delgadas, están diseñadas para soportar cargas de tracción. Sin embargo, en el caso común de compuestos con variaciones en la orientación de las fibras respecto a las capas, las cargas de tracción no corren paralelas a las fibras y la rotura puede ocurrir en la matriz. Las roturas de matriz más comunes asociadas con dichas condiciones de carga son las roturas debidas a la tracción entre fibras, particularmente en las superficies de contacto fibra-matriz, y roturas por cizallamiento en la zona de la matriz entre las capas, típicamente asociada con características de aspereza sobre la superficie de la fractura llamadas púas. Estos desgarramientos entre capas también pueden producirse bajo compresión.

13. Friedrich, K. y J. Karger-Kocsis, “Fractography of Unfilled y Short Fiber Filled Semi-Crystalline Thermoplastics”, *Fractography of Polymers and Composites*, A.C. Roulin-Moloney (ed), Elsevier Applied Sci. Publ., Londres, 1989, pág. 437-494.

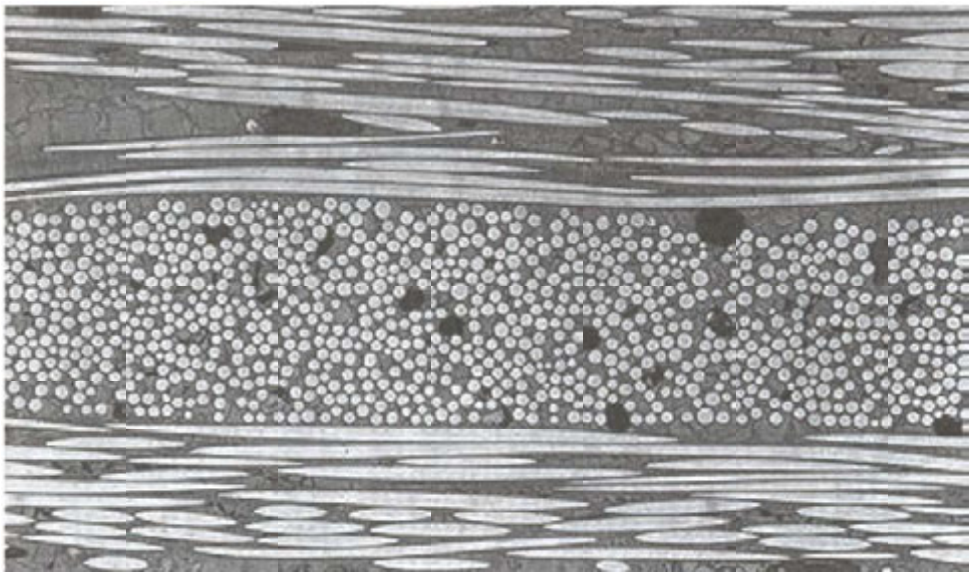


Figura III-9-27. Sección transversal de laminado indicando la variación de la orientación de las fibras respecto a la capa

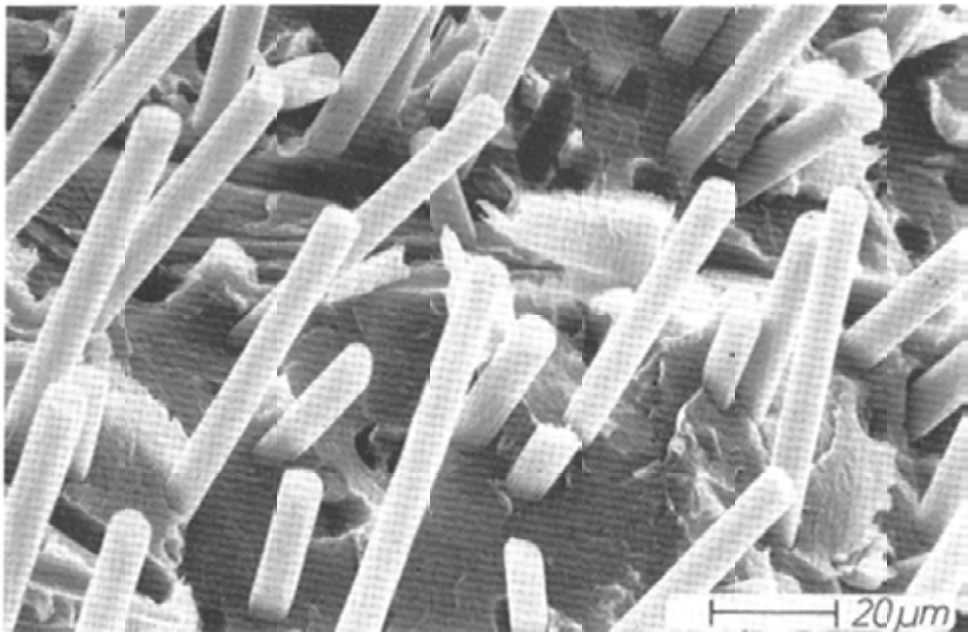


Figura III-9-28. Ejemplo de extracción de fibras como resultado de cargas de tracción

9.8.20 *Compresión.* Bajo compresión, las fibras son más eficaces que en tracción, puesto que la matriz relativamente débil debe estabilizar las fibras contra el pandeo. Una característica común de la rotura por compresión de compuestos fibrosos es la formación de bandas de deformación[14], como se muestra en la Figura III-9-29. Las bandas de deformación son el resultado de inestabilidad estructural, algo muy parecido a una persona que está de pie y eventualmente aplasta una lata de soda. Las fibras se curvan a medida que la carga de compresión se acerca a un nivel crítico, lo que es una función de factores materiales, geométricos y medioambientales. El pandeo de las fibras también puede identificarse mediante el extremo de la fibra. Como se ve en la Figura III-9-30, las marcas de corte o troza indican que las fibras se han curvado y plegado hasta el punto de rotura[15]. Las marcas de troza coinciden con el eje neutral de la fibra al plegarse, separando los lados de tracción y compresión de la fibra.

9.8.21 La separación en la matriz, a menudo asociada con bandas de deformación, puede verse en la Figura III-9-29 como diferencias en la matriz. La separación en la matriz se produce en puntos débiles o en áreas de gran concentración de esfuerzo, tales como las superficies de contacto fibra-matriz y las superficies de contacto entre capas. La separación en la matriz en las superficies de contacto entre capas se conoce como delaminación y se examina más adelante en los párrafos respecto a impacto.

9.8.22 *Flexión.* La diferencia entre superficies de fractura por tracción y por compresión se demuestra fácilmente en los materiales compuestos que han fallado en condiciones de flexión[16] (Figura III-9-31). Divididas por un eje de flexión neutral, una parte de la superficie de fractura contiene fibras extraídas y la otra es relativamente plana. Esto es el resultado de que, en la flexión, una parte de la sección transversal está en tracción y la otra parte está en compresión. Estas características pueden pasar rápidamente a un nivel macroscópico. La Figura III-9-32 presenta un ala de aeronave de material compuesto que, según los informes, falló en un esfuerzo de flexión[17]. La superficie inferior del ala, que fue sometida a tracción en la flexión, tiene una textura muy fibrosa con relación de la superficie superior del ala, que estuvo sometida a compresión en flexión.

9.8.23 *Impacto.* Como se vio antes, los materiales compuestos típicos para aeronaves son quebradizos más que dúctiles. Las estructuras de metal dúctil soportan niveles relativamente elevados de deformación permanente antes de la rotura final y esta deformación proporciona información respecto a la carga que conduce a la rotura estructural. Como estructuras quebradizas, los materiales compuestos presentan relativamente poca o ninguna deformación permanente antes de la rotura final. Las estructuras metálicas examinadas que se presentan en la Figura III-9-24 proporcionan una indicación clara del impacto de un objeto extraño. En una estructura de material compuesto la prueba del impacto quizá no sea tan fácilmente observable.

14. Bolick, R.L., A.D. Kelkar, y R. Mohan, “Performance Evaluation of Z-pinned Carbon Composites under Tension-Compression Fatigue Loading”, Aerospace Testing Expo, 2006.
15. Stumpff, P.L., “Fractography”, ASM Handbook, Volumen 21: Composites, ASM International, 2001, pág. 977-987.
16. Beaumont, P.W.R. y J.M. Schultz, Failure Analysis of Composite Materials, Delaware Composites Design Encyclopedia, Vol. 4, 1990.
17. Stumpff, P.L., “Visual Analysis, Nondestructive Testing, and Destructive Testing”, *ASM Handbook, Volumen 21: Composites,* ASM International, 2001, pág. 958-963.

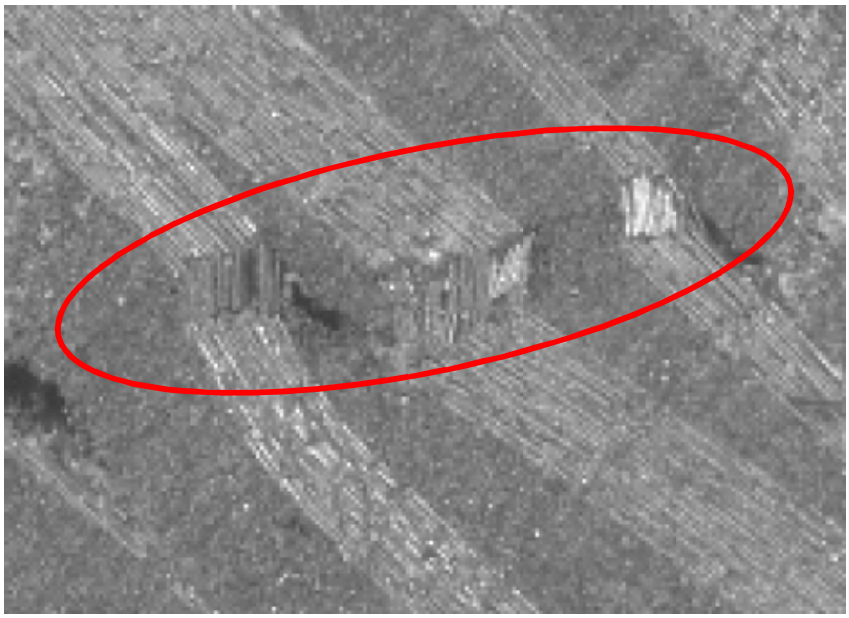


Figura III-9-29. Ejemplos de fibras deformadas como resultado de cargas de compresión

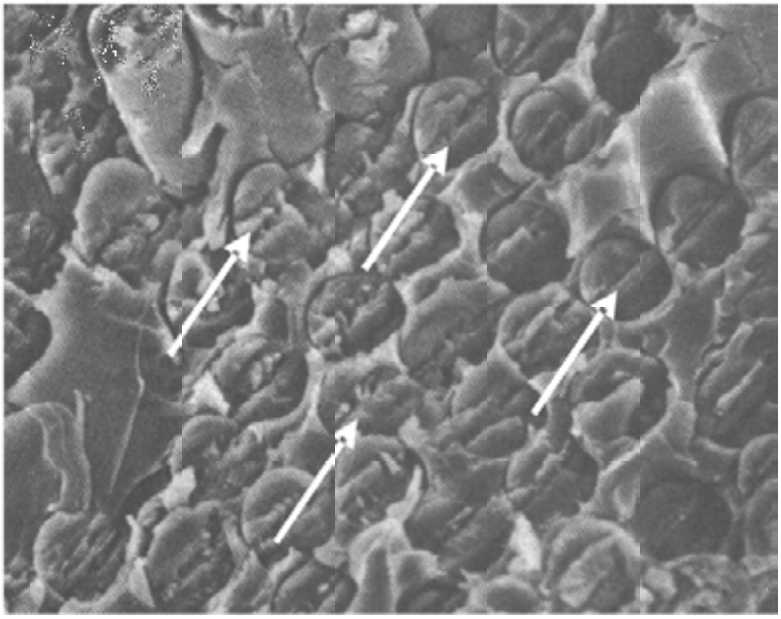


Figura III-9-30. Las marcas de corte pueden aparecer en los extremos de fibras que se han curvado y roto bajo cargas de compresión

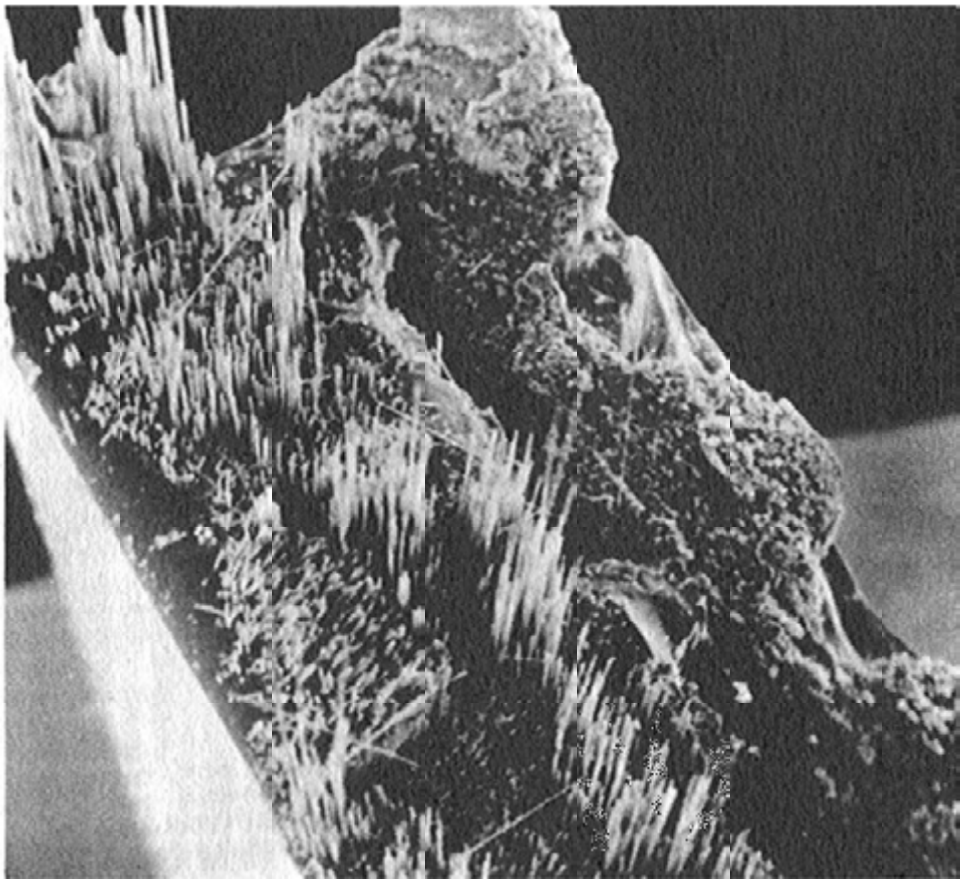


Figura III-9-31. Ejemplo de material compuesto que falló en un esfuerzo de flexión. La parte relativamente áspera de rotura por tracción y la relativamente lisa de rotura por compresión se identifican claramente.

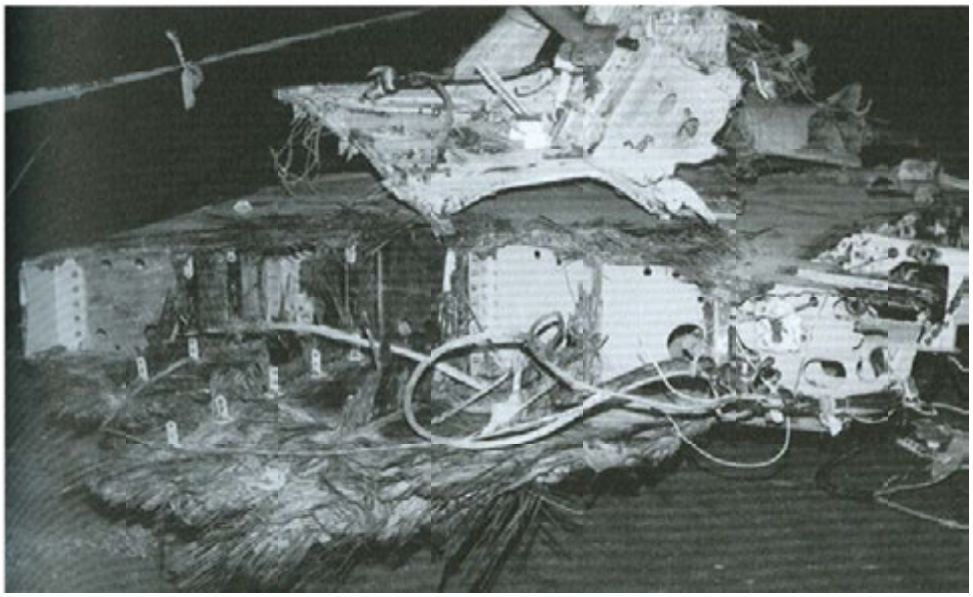


Figura III-9-32. Ala de material compuesto que, según los informes, falló en un esfuerzo de flexión. La parte relativamente áspera de rotura por tracción con considerable extracción de fibras y la relativamente lisa de rotura por compresión se identifican claramente.

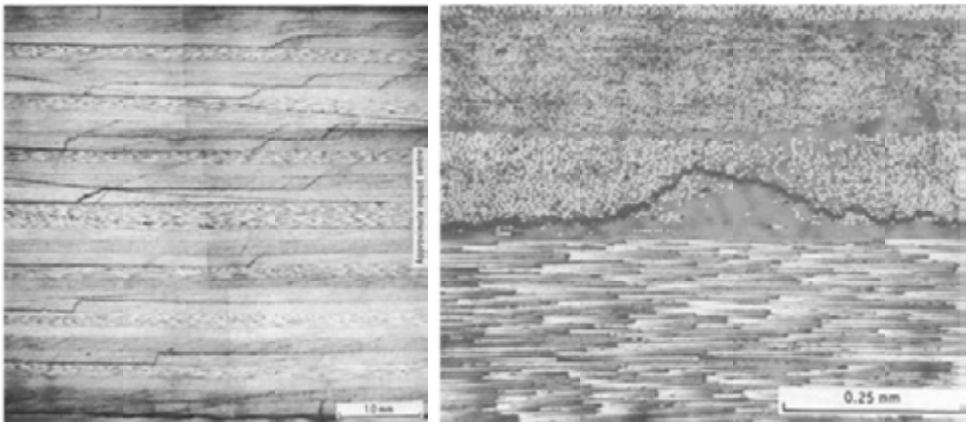


Figura III-9-33. Ejemplo de rotura de material compuesto debido a delaminación

9.8.24 La carga de impacto puede causar daño a un material compuesto sin producir pruebas visibles en la superficie externa del material. Considérese el caso de un mecánico que deja caer una llave inglesa sobre la superficie superior de un ala. Si el ala es de aluminio, el impacto puede crear una abolladura, dejando una prueba del impacto. La importancia del daño que resulta generalmente puede evaluarse visualmente. Sin embargo, si el revestimiento del ala es de un laminado compuesto, el impacto de la llave quizá no produzca ningún daño detectable visualmente sobre la superficie, pero podría causar una delaminación subsuperficial que no se puede detectar durante una inspección visual. Una delaminación es una separación entre capas de un material compuesto, y es un tipo común de daño subsuperficial. La separación puede propagarse a lo largo de las superficies de contacto en que las capas vecinas se unieron durante la fabricación, o puede propagarse a lo largo de las superficies de contacto fibra-matriz. La Figura III-9-33 muestra dos vistas de la sección transversal de una plancha de material compuesto después del impacto[18]. Como se indicó en la Figura III-9-33, el impacto causó mucha delaminación entre múltiples capas. Un daño de este tipo puede degradar considerablemente la capacidad del material compuesto para soportar cargas, aun cuando las fibras sigan intactas. Además, el daño, si pasa desapercibido, puede continuar propagándose imponiendo más carga al material compuesto.

9.8.25 Sin pruebas visibles sobre la superficie, las delaminaciones se deben identificar mediante una sección transversal del material compuesto en el lugar de la delaminación, o empleando técnicas no destructivas tales como representación de imágenes por ultrasonido, radiografía o termografía. Si se emplean técnicas destructivas, las delaminaciones se pueden identificar visualmente en la subsuperficie por la apariencia desvaída y blancuzca, en comparación con la apariencia brillante, negra de las áreas vecinas que no ha sufrido delaminación.

9.8.26 *Fatiga.* Una de las cualidades atractivas de los materiales compuestos es que generalmente dan mejores resultados respecto a la fatiga que la masa estructural de metales típicos para aeronaves, tales como el aluminio. A pesar de esto, los materiales compuestos pueden fallar debido a la fatiga causada por cargas y tales fallas pueden tener características particulares de rotura.

9.8.27 En algunos casos, la rotura por fatiga en los metales se puede identificar mediante una inspección visual pura y simple[19]. Una rotura por fatiga típica en metal producirá una superficie de fractura con marcas de ondas, como se ve en la Figura III-9-25. Las superficies de fractura por fatiga en materiales compuestos, por otra parte, no presentan marcas de ondas visibles. En realidad, las fracturas por fatiga en los materiales compuestos a menudo tienen una apariencia similar a la de roturas por carga excesiva.

9.8.28 Si bien las fracturas por fatiga en laminados de material compuesto carecen de muestras macroscópicas, microscópicamente pueden identificarse ciertas evidencias. La Figura III-9-34 muestra estrías observadas en las superficies de contacto fibra-matriz de un material compuesto. Una estría corresponde típicamente a un ciclo de carga[15]. Si bien estas estrías indican rotura por fatiga, las áreas que contienen estrías son típicamente pequeñas, pocas y pueden estar dispersas en múltiples lugares del material compuesto. Además, las estrías a menudo se pueden identificar solamente bajo gran ampliación y luz oblicua (la imagen de la Figura III-9-34 se tomó con una ampliación de 2 000x) [15]. En resumen, identificar la rotura por fatiga en los materiales compuestos puede ser una tarea difícil, y la fatiga generalmente no se puede identificar en el terreno[20].

18. Bascom, W.D., y S.Y. Gweon, “Fractography and Failure Mechanisms of Carbon Fiber-Reinforced Composite Materials”, *Fractography and Failure Mechanisms of Polymers and Composites*, Elsevier, 1989.
19. Es prudente efectuar una inspección visual detallada de la superficie de fractura mediante amplificación por varios medios para confirmar la conclusión inicial.
20. Una característica macroscópica que puede proporcionar pruebas de fatiga es la abrasión entre superficies de fractura que coinciden. Con cargas repetidas, las superficies de fractura se agrandan y pueden frotarse una contra otra y dejar marcas abrasivas en los extremos de las fibras rotas y en la matriz.

Vuelo 587 de American Airlines

9.8.29 El accidente del vuelo 587 de American Airlines en noviembre de 2001 proporciona un ejemplo ilustrativo de los principios expuestos antes. El estabilizador vertical del A300-600 involucrado en este accidente es el elemento estructural más grande y principal de material compuesto en la aviación comercial que ha sufrido una falla en servicio.

9.8.30 Aunque el estabilizador vertical del Airbus A300 y A310 de la serie de aeronaves estaba originalmente diseñado con materiales metálicos, el diseño metálico fue reemplazado a mediados del decenio de 1980 por un material compuesto en el que se empleaban fibras de carbono en una matriz de epoxi. Entre el momento de su diseño original y la rotura en el vuelo 587, los estabilizadores verticales de material compuesto habían estado en servicio durante más de 20 años.

9.8.31 El estabilizador vertical de material compuesto del A300-600 estaba diseñado para reacondicionar estabilizadores metálicos de aeronaves y, por consiguiente, se sujeta al fuselaje mediante el mismo método que el empleado para la estructura de metal. Tres pares de abrazaderas para material compuesto (adelante, medio y atrás) a lo largo de la unión entre el estabilizador y el fuselaje transfieren las cargas de flexión y vertical a través de pernos de diámetro grande. Entre cada par de abrazaderas hay un accesorio de montaje para carga transversal de compuesto que transfiere las cargas lateral y de torsión desde el estabilizador al fuselaje.

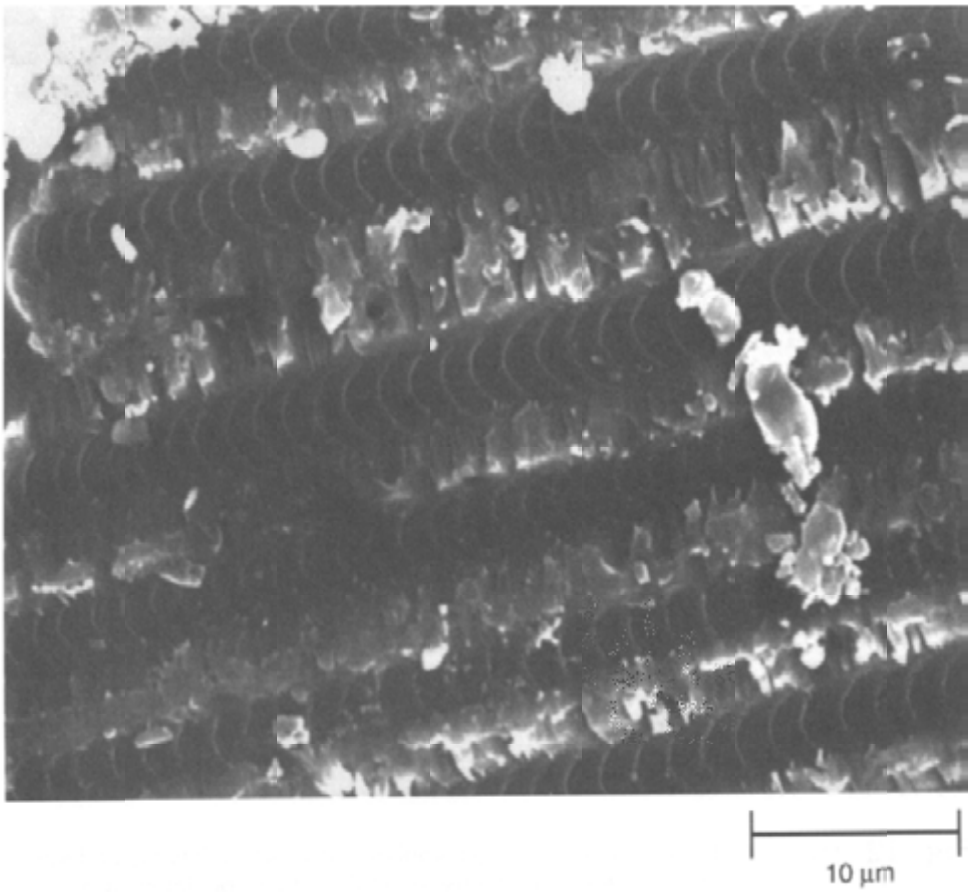


Figura III-9-34. Estrías en la superficie de contacto entre fibras y matriz

9.8.32 El análisis de los datos del registrador de vuelo por la NTSB indicaron que la aeronave estaba sometida a un movimiento oscilatorio de derrape cada vez mayor, causando en definitiva cargas que excedían la carga máxima de diseño del estabilizador. La NTSB determinó que la abrazadera derecha posterior del estabilizador sufrió una rotura por carga excesiva de tracción que causó la rotura progresiva de los demás puntos de sujeción[21].

9.8.33 Como se dijo, las fracturas por tracción en los materiales compuestos generalmente producen superficies de fractura ásperas. La Figura III-9-35 muestra la superficie de fractura del material compuesto correspondiente a la abrazadera posterior del lado derecho[22]. La apariencia áspera de esta superficie de fractura ayudó a la NTSB a determinar que la rotura de la abrazadera se produjo bajo cargas de tracción. Se encontraron superficies de fractura ásperas similares sobre las dos otras abrazaderas del lado derecho del estabilizador. Como resultado, la NTSB concluyó que las abrazaderas del lado derecho del estabilizador fallaron debido a la fatiga bajo cargas de tracción.

9.8.34 De acuerdo con el análisis de la NTSB, después de la rotura de las abrazaderas del lado derecho, el estabilizador dañado se desvió de derecha a izquierda, sometiendo a cargas de flexión las abrazaderas del lado izquierdo del estabilizador. Bajo flexión, se desarrolló tracción hacia el interior de las abrazaderas y se desarrolló compresión hacia el exterior de las abrazaderas. La NTSB identificó pruebas que demostraban rotura por tracción hacia el interior y roturas por compresión hacia el exterior de las abrazaderas en el lado izquierdo del estabilizador. Esto corresponde con la rotura por flexión, como se dijo antes. Un ejemplo de la prueba asociada con la rotura por compresión se presenta en la Figura III-9-36, que muestra marcas de corte encontradas en la abrazadera del lado izquierdo, atrás[22]. Como se dijo, cuando las fibras están sometidas a cargas de compresión, pueden deformarse en forma de curva y la superficie de fractura en el extremo de la fibra rota puede indicar cortes. Cada abrazadera del lado izquierdo, atrás, al centro y adelante, del estabilizador contenía fibras fracturadas con marcas de corte. También se encontraron en la abrazadera del lado izquierdo, atrás, púas asociadas con rotura por esfuerzo cortante entre las capas de la matriz (Figura III-9-37), como se dijo anteriormente[22]. Además se encontraron púas en la abrazadera del lado izquierdo, adelante.

9.8.35 También se encontraron pruebas compatibles con flexión en el accesorio de montaje transversal trasero. Las fracturas sobre los puntos de sujeción del lado derecho del accesorio de montaje transversal tenían una apariencia áspera, indicando rotura por tracción, mientras que las fracturas sobre el punto de sujeción más a la izquierda tenían una apariencia relativamente lisa, lo que indica rotura por compresión. La NTSB consideró que esta prueba era compatible con la curvatura del estabilizador de derecha a izquierda. Por fin, cabe señalar que la NTSB no encontró ninguna indicación de daño por fatiga en el estabilizador vertical.

21. National Transportation Safety Board, “In-Flight Separation of Vertical Stabilizer”, AAR-04/04, 2004.
22. National Transportation Safety Board, “Materials Laboratory Factual Reports 02-077 y 02-083”, 2002.

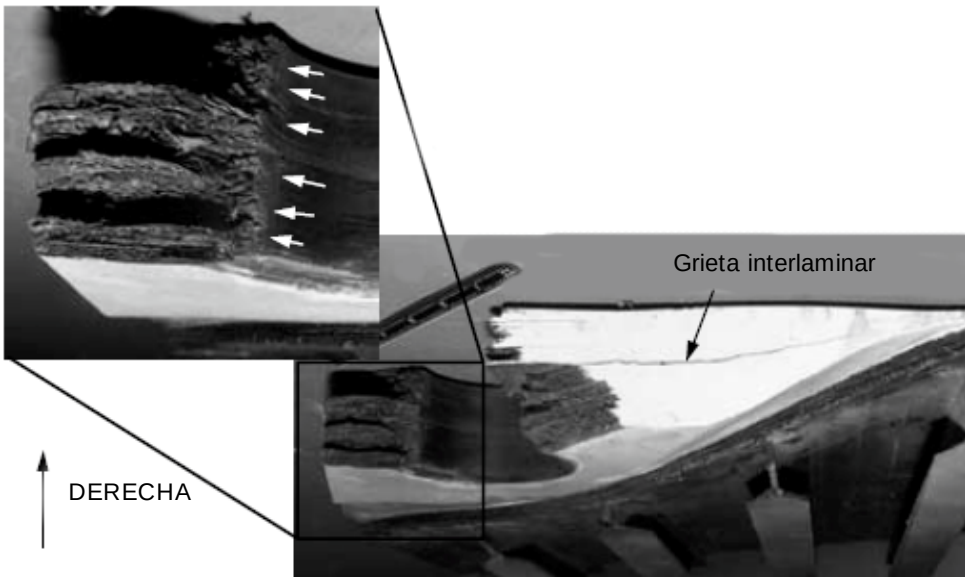


Figura III-9-35. Como varias otras fracturas, las de la abrazadera del lado derecho, atrás, eran ásperas, coincidiendo con casos de carga de tracción

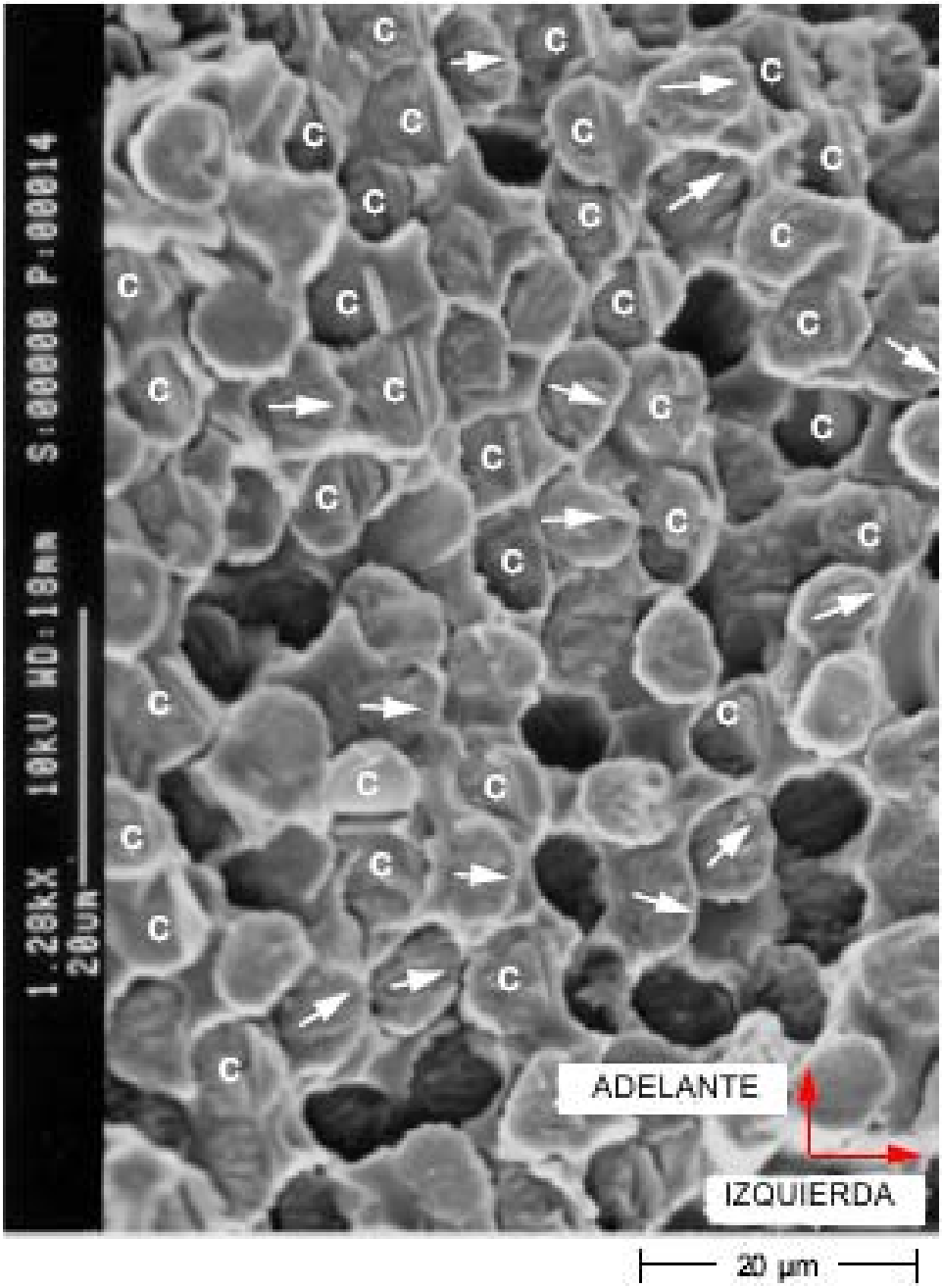


Figura III-9-36. En muchos lugares, las fracturas presentaban marcas de corte (indicadas con una "c") en los extremos de las fibras fracturadas, como con cargas de compresión y pandeo de fibras

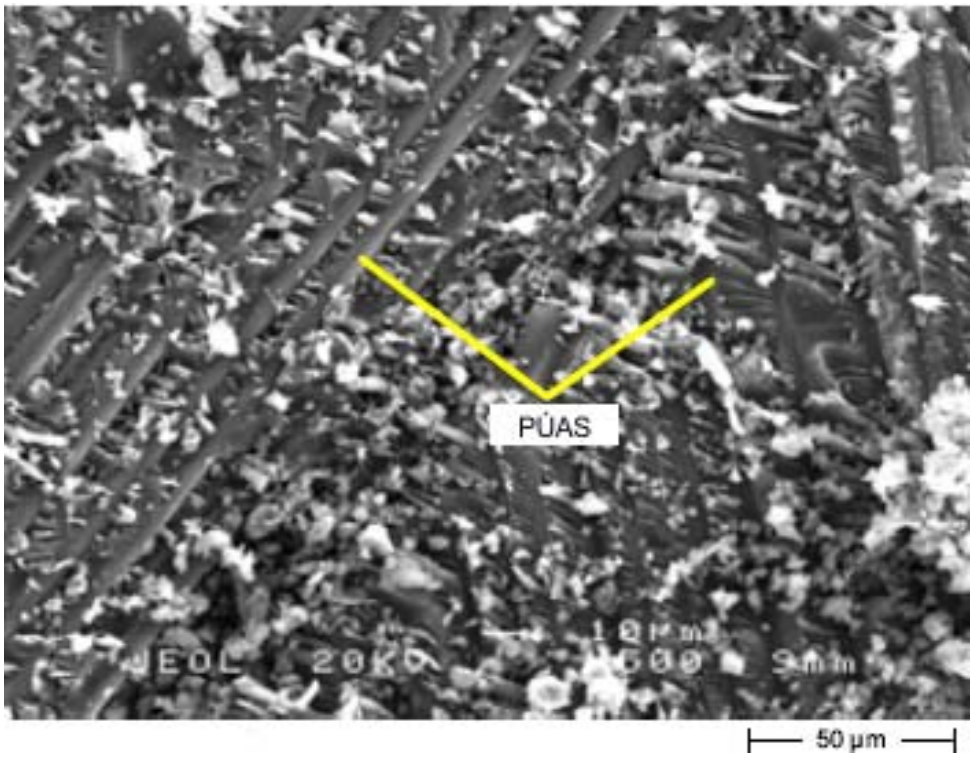


Figura III-9-37. En muchos lugares, las fracturas interlaminares presentaban púas, como las roturas en corte

Estructuras interlaminares

9.8.36 Una estructura interlaminar típica consiste en laminados relativamente delgados, llamados láminas de superficie, ligados con adhesivo a lados opuestos de un centro espeso y de poco peso. Las láminas de superficie y el centro pueden ser de metal compuesto, madera o papel. Las estructuras interlaminares se usan comúnmente en las aeronaves en las superficies de mando, en las que son muy deseables un elevado grado de rigidez y poco peso. La Figura III-9-38 muestra una viga interlaminar con láminas de superficie de fibra de carbono adheridas a un centro o alma alveolar. La Figura III-9-39 presenta una imagen en primer plano de una parte de la sección transversal de esa viga.

9.8.37 La finalidad de una estructura interlaminar es proporcionar rigidez y resistencia a la flexión elevadas con una estructura de poco peso. Cuando se curva una viga homogénea (de un solo material), los esfuerzos de flexión a lo largo del eje de la viga son de mayor magnitud en la parte superior y la inferior de la sección transversal, asumiendo un comportamiento idéntico en tracción y compresión, siendo denominalmente cero en el medio de la sección transversal. Por el contrario, los esfuerzos cortantes en la viga son mayores en el medio de la sección transversal y de cero en la parte superior e inferior. Los paneles en flexión están en condiciones de esfuerzo similares.

9.8.38 Las estructuras interlaminares están diseñadas para soportar estos esfuerzos de un modo más eficiente que una estructura de un solo material. Las láminas de superficie de una estructura interlaminar están hechas de un material que es rígido y fuerte a lo largo del eje de la viga para manejar los elevados esfuerzos axiales en la parte superior y la inferior, mientras que el centro está hecho de un material que es lo suficientemente fuerte en condiciones de corte como para soportar los esfuerzos cortantes más elevados en el medio de la viga.

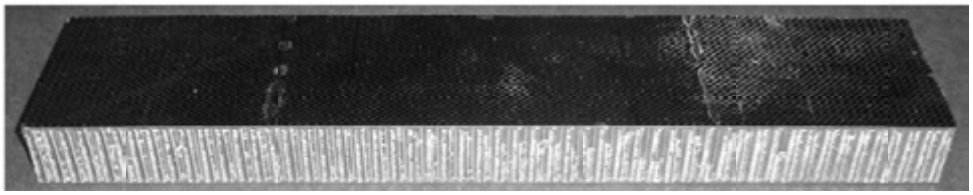


Figura III-9-38. Estructura interlaminar con láminas de superficie de fibra de carbono y centro alveolar

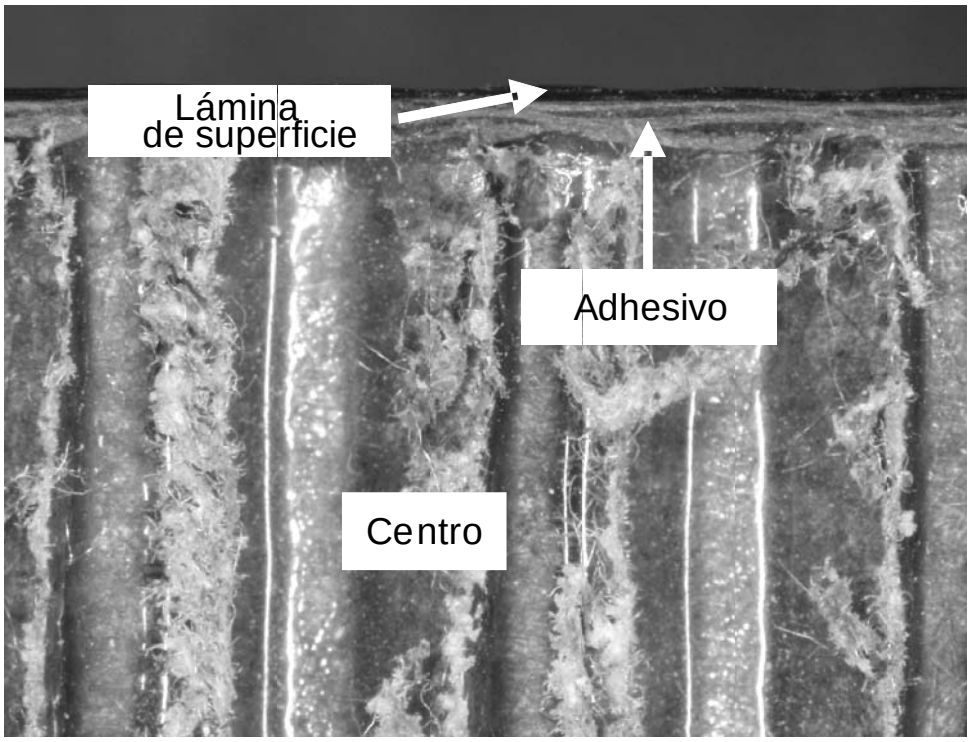


Figura III-9-39. Una parte de la sección transversal de la viga interlaminar en la Figura III-9-38

9.8.39 Las láminas de superficie de las estructuras interlaminares de una aeronave están hechas, típicamente, de laminados de carbono o de fibra de vidrio, dependiendo de las condiciones de operación previstas. Los dos materiales más comunes para el centro son plástico celular y panal. El material de panal o alveolar puede estar hecho de plástico, papel o metal. En la mayoría de las construcciones, las láminas de superficie están ligadas al centro con una película de adhesivo estructural.

9.8.40 Como ocurre en otros componentes estructurales, las estructuras interlaminares generalmente necesitan estar sujetas a componentes cercanos de la célula de forma tal que transmitirán cargas estructurales. Ocasionalmente, los sujetadores penetrarán el centro de la estructura. Sin embargo, en muchos casos, las láminas de superficie están "totalmente aisladas" como se ve en la Figura III-9-40, para formar un laminado grueso apropiado para sujetadores mecánicos o adhesivos[23].

Características de rotura

9.8.41 Las roturas en las estructuras interlaminares pueden deberse a fallas de las láminas de superficie, del centro o del adhesivo, o una combinación de éstos. Las características de las roturas examinadas antes en la sección de laminados pueden ayudar a un investigador a analizar un gran número de roturas interlaminares. En el texto que sigue se identifican estas oportunidades y también las características fundamentales de las roturas que son particulares de las estructuras interlaminares.

9.8.42 *Tracción.* Con las estructuras interlaminares generalmente empleadas en áreas sujetas a cargas de flexión, las roturas por tracción generalmente se desarrollan como parte de la condición de carga más compleja asociada con la flexión. Si una estructura interlaminar está expuesta a tracción en plano, ambas láminas de superficie estarán en tracción, más que una en tracción y la otra en compresión, como ocurre en flexión. Con la rotura de la estructura interlaminar en estas condiciones, se esperaría que ambas láminas de superficie produzcan las características examinadas antes respecto a la rotura por tracción en los laminados. Estas características incluyen una superficie de fractura generalmente áspera, extracción de fibras y enlace por fibras.

9.8.43 *Compresión.* Las estructuras interlaminares también se usan como elementos cargados de compresión porque, para un peso dado, su elevada rigidez proporciona mucha resistencia al pandeo. Para un ejemplo común de pandeo, considérese una persona de pie sobre una lata de soda vacía. En muchos casos, la lata quedará aplastada (deformada). Cuando la lata se deforma, las paredes pueden curvarse. La rigidez de las paredes en la flexión afecta directamente la resistencia de la lata al pandeo. Un refuerzo tal como un centro alveolar, puede estabilizar las paredes y aumentar considerablemente la resistencia de la lata al pandeo.

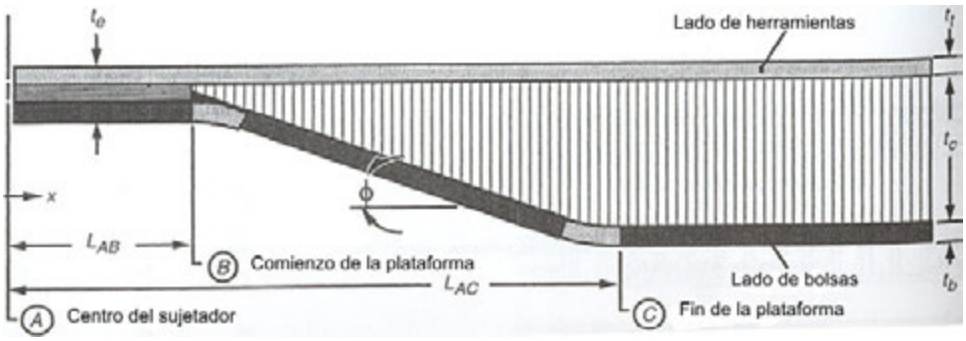


Figura III-9-40. Aislamiento en una estructura interlaminar para fines de sujeción

23. Ward, S.W. y L. Gintert, "Analysis of Sandwich Structures", *ASM Handbook, Volumen 21: Composites,* ASM International, 2001, pág. 308-320.

9.8.44 El pandeo global es un modo básico de falla de las estructuras interlaminares. En la Figura III-9-41 se describe un ejemplo de pandeo global, en el que la estructura interlaminar se tuerce lateralmente bajo cargas de compresión, junto con otras fallas interlaminares por compresión[24]. Esta flexión crea tracción en una lámina de superficie y compresión en la otra. Como se dijo antes, en estas condiciones la falla puede producir características de rotura de laminados por tracción en una lámina de superficie y características de laminados bajo compresión en la otra lámina de superficie.

9.8.45 Otras características de rotura por compresión en los interlaminares incluyen el pandeo de las láminas de superficie individuales[24]. Esto puede manifestarse en diversas formas, cada una ilustrada en la Figura III-9-41.

A. Las láminas de superficie pueden quedar localmente desunidas y curvarse alejándose del centro. El pandeo de la lámina de superficie depende de la resistencia al pandeo de la lámina de superficie así como de la resistencia del adhesivo.

B. La ondulación por esfuerzo cortante, presentado en la Figura III-9-41, parece ser una forma de pandeo localizado, pero en realidad depende de las propiedades globales del interlaminar. La ondulación por esfuerzo cortante es similar a las bandas de deformación, que se forman por el pandeo de las fibras en los laminados, como se dijo antes. En la ondulación por esfuerzo cortante, el centro ha fallado en cizallamiento y las láminas de superficie han fallado típicamente en flexión local.

C. Las láminas de superficie pueden presentar pandeo local en forma de abolladura en las láminas de superficie. La rotura depende del material del centro, entre otras características.

D. En vez de pandearse alejándose del centro, una de las láminas de superficie puede curvarse hacia adentro y comprimir localmente el centro[25] (Figura III-9-42).

9.8.46 *Flexión.* Las roturas debidas a la flexión en las estructuras interlaminares se comprenden mejor reconociendo que la flexión produce tensión en una lámina de superficie y compresión en la otra. Como resultado, la rotura de la lámina de superficie bajo tracción producirá típicamente las características de las roturas asociadas con la rotura de los laminados por tracción (superficie de fractura áspera, extracción de fibras, enlace formado por fibras, etc.). La lámina de superficie en compresión presentará típicamente las características de rotura asociadas con la rotura de laminados por compresión (pandeo de fibras, marcas de corte, etc.). Además, la lámina de superficie en compresión también puede exhibir las características de rotura asociadas con el pandeo de la lámina de superficie[26] expuesta antes y que se presenta en la Figura III-9-43.

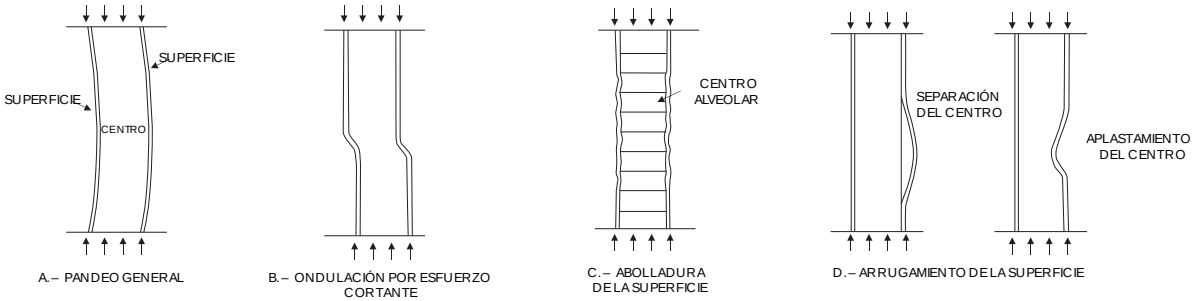


Figura III-9-41. Roturas por compresión en vigas interlaminares

24. Bruhn, E.F., Analysis and Design of Flight Vehicle Structures, Jacobs Publishing, 1973.
25. Wadee, M.A., "Experimental Evaluation of Interactive Buckle Localization in Compression Sandwich Panels", *J. Sandwich Structures and Materials*, 1, pág. 230-254, julio de 1999.
26. Herakovich, C.T., *Mechanics of Fibrous Composites,* John Wiley & Sons, 1998.

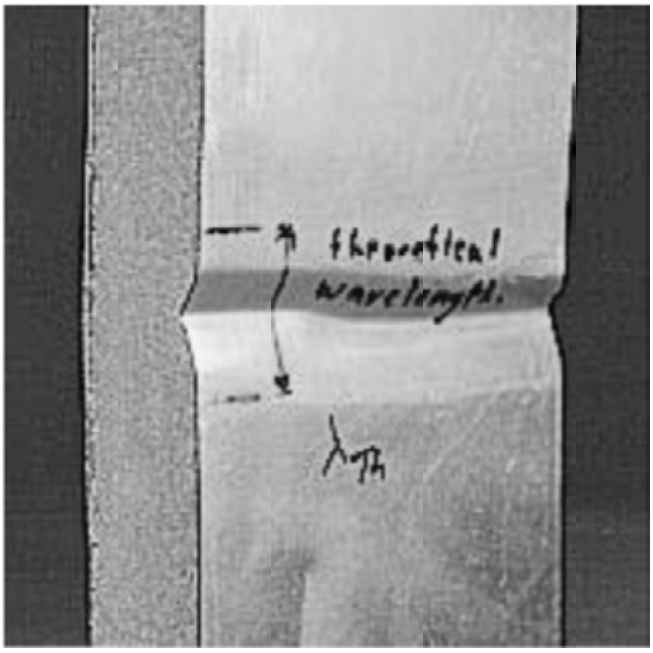


Figura III-9-42. Pandeo local de una lámina de superficie en el centro de plástico celular

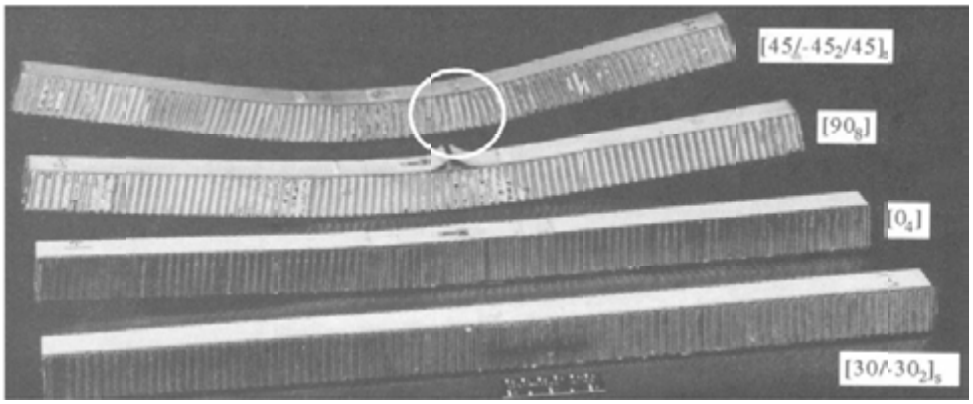


Figura III-9-43. Ejemplo de estructura interlaminar con pandeo de lámina de superficie que conduce a la separación del centro

9.8.47 Además de tensión y compresión en las láminas de superficie, la flexión produce un esfuerzo de cizallamiento en el adhesivo y el centro. Es posible que el adhesivo falle en cizallamiento si producir ninguna característica de rotura en las láminas de superficie o el centro. En este caso, la lámina de superficie se despega y desliza a lo largo de la superficie del centro.

9.8.48 *Impacto.* Debido a que están diseñadas para cargas en plano producidas por flexión, las estructuras interlaminares son particularmente susceptibles a los daños por impacto. Las láminas de superficie delgadas y el centro de poco peso pueden resultar dañados hasta por impactos de relativamente poca energía, lo que puede causar aplastamiento en la lámina de superficie y el centro[27], como muestra la Figura III-9-44. Sin embargo, como en los daños por impacto en los materiales laminados, es posible que las estructuras interlaminares soporten el daño debajo de la superficie sin ninguna indicación visible en la superficie. Este daño debajo de la superficie puede consistir en una delaminación en la lámina de superficie o aplastamiento en el centro, sin ningún daño en la lámina de superficie[27], como muestra la Figura III-9-45. Los impactos de energía relativamente elevada pueden conducir a una penetración completa a través de la sección interlaminar.

9.8.49 *Fatiga.* La fatiga en las estructuras interlaminares es posible, pero al igual que en los materiales laminados no es tan común como en las estructuras metálicas. Si se produce un daño por fatiga, esto puede producir varias características de rotura, dependiendo de qué componente de la estructura falla en fatiga. Las láminas de superficie, el centro y el adhesivo todos pueden fallar en fatiga. Si las láminas de superficie fallan en fatiga, típicamente presentarán las características mencionadas en la sección sobre materiales laminados.

Juntas

9.8.50 Una aeronave comprende varios componentes estructurales unidos. La experiencia de roturas pasadas indica que las juntas son el lugar más común en que se inicia la rotura. Los componentes estructurales de material compuesto están unidos por un adhesivo o sujetadores mecánicos tales como pernos y remaches. Estas juntas comparten varios aspectos de diseño fundamentales con las técnicas de ensamblado de estructuras metálicas; sin embargo, existen algunas diferencias importantes que introducen nuevos modos de rotura. A pesar de este aumento en el número de posibles modos de rotura, si se trata de materiales compuestos las unidades completas tienen menos juntas que las unidades metálicas. Esto es especialmente evidente cuando se compara el número de juntas sujetadas mecánicamente en una estructura de metal con el de una estructura de material compuesto, que típicamente es una estructura mucho más integrada[28].

Juntas unidas con adhesivo

9.8.51 En su forma más simple, las estructuras sujetadas con adhesivos consisten en dos materiales compuestos (adherendos) que están unidos mediante un adhesivo o están cocurados (es decir, dos materiales compuestos no curados están curados juntos, de modo que la transferencia de carga se produce por medio de la capa de matriz compartida). La Figura III-9-46 ofrece un panorama de los tipos más comunes de juntas unidas. Esta unión es un método natural para los materiales compuestos, dado que el adhesivo puede ser químicamente similar a la matriz del material compuesto[28]. El cocurado se usa frecuentemente como método de unión que permite fabricar estructuras muy integradas con geometría complicada[28,29,30,31].

27. Federal Aviation Administration, “Impact Damage Characterization and Damage Tolerance of Composite Sandwich Airframe Structures”, DOT/FAA/AR-00/44, Washington, DC, enero de 2001.
28. Niu, M.C-Y., “Composite Airframe Structures – Practical Design Information and Data”, Conmilit Press Ltd., Hong Kong, 1992.
29. ASM International, *ASM Handbook – Volumen 21, Composites*, ASM International, 2001.
30. Dreger, D.R., “Design Guidelines for Joining Advanced Composites”, *Machine Design*, 8 de mayo de 1980, pág. 89–93.
31. Cosenza, F., “Mechanical Fasteners for Composites”, *Materials Engineering*, agosto de 1987, pág. 33–37.

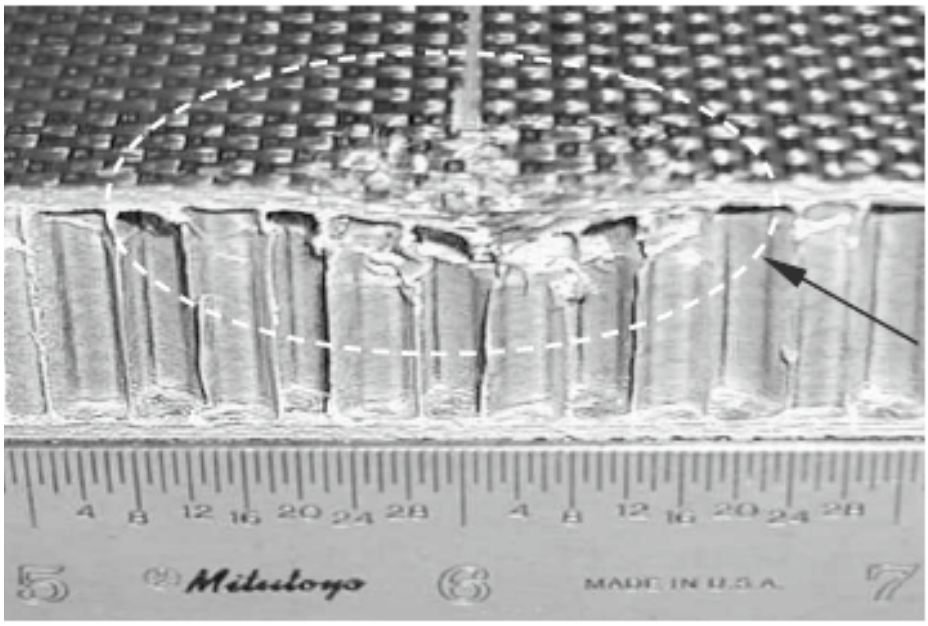


Figura III-9-44. Centro aplastado y lámina de superficie fracturada

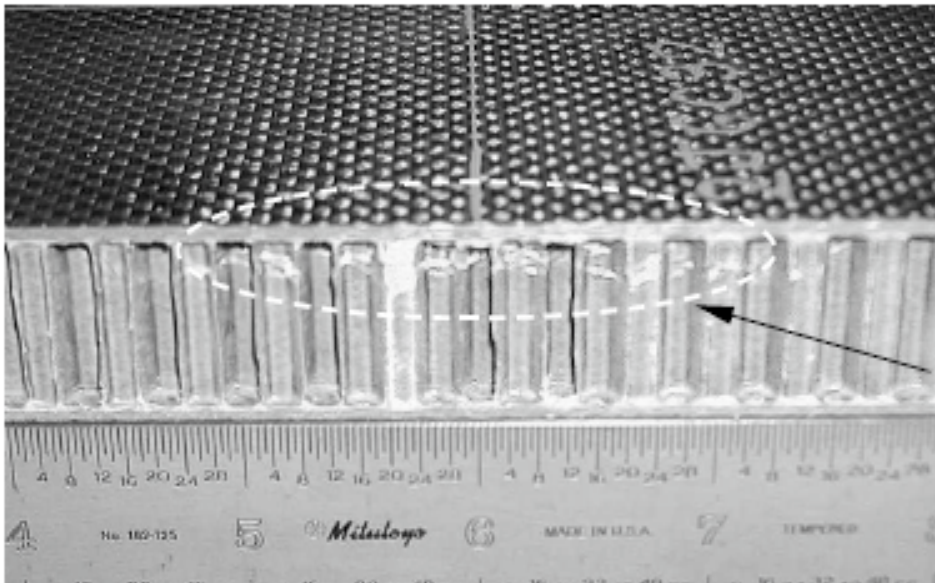


Figura III-9-45. Centro aplastado sin daños visibles en la lámina de superficie

9.8.52 Cuando se comparan con las juntas mecánicas, las juntas unidas ofrecen las ventajas de transferir cargas a un área extensa, estar selladas y resistir la corrosión. Sin embargo, es necesario preparar minuciosamente los componentes de material compuesto que se han de unir y alinearlos cuidadosamente para lograr la resistencia deseada. El aseguramiento de la calidad y la verificación de los materiales compuestos es una tarea que requiere tiempo y mucha tecnología.

9.8.53 La principal transferencia de carga entre los componentes unidos presentados en la Figura III-9-46 ocurre en corte por medio de la capa adhesiva[28]. La Figura III-9-47 ilustra la distribución no uniforme del esfuerzo cortante de una junta de dos lados equilibrada[32] con esfuerzos constantes más grandes en los bordes[33]. Cuando la carga continúa aumentando, el adhesivo se deformará plásticamente en los bordes hacia el interior para sostener este nivel de carga. Espacios similares de distribución de esfuerzo cortante se encuentran en juntas de solapa simple. Sin embargo, en el caso de juntas de solapa simple, o una solapa, las cargas de tracción axial en los adherentes no están alineadas entre sí. Esto produce un momento de flexión en la junta. Los esfuerzos de adherencia inducidos son mayores en los bordes y reducen la capacidad total de transferencia de carga de las juntas unidas. Para las juntas simétricas de dos lados, no existe excentricidad en la carga, pero aún pueden desarrollarse algunos esfuerzos de adherencia a lo largo de la superposición.

Características de rotura

9.8.54 Típicamente, se usan cuatro modos de rotura para categorizar roturas de juntas de solapa, produciéndose tres de ellas en el adherente y una en la capa adhesiva. En la Figura III-9-48 se ilustran estos modos para adherentes de igual resistencia[28]. La Figura III-9-48 a) presenta la delimanicación del material compuesto, donde los esfuerzos de adherencia separan la capa de fibra superior de la matriz. Este es el resultado cuando la resistencia a la tracción del adhesivo es mayor que la resistencia interlaminar a la tracción del material compuesto. La Figura III-9-48 b) presenta un modo de rotura, cuando los esfuerzos de la fibra en plano en la interfaz de la junta son grandes, pudiendo llevar a la rotura de las fibras. Finalmente, la Figura III-9-48 c) presenta una rotura interlaminar debido a esfuerzos normales muy elevados y a los esfuerzos de adherencia que actúan en la concentración de esfuerzos. También se sabe que los modos de rotura presentados en la Figura III-9-48 ocurren en secuencia, y se describe la progresión de la rotura a partir de la Figura III-9-48 a) hasta la Figura III-9-48 c). Se observa que si un adherente fuera más rígido, la rotura se produciría en el borde del adherente menos rígido del modo descrito antes[30,33,34].

9.8.55 La rotura de la capa adhesiva puede minimizarse diseñando una superposición lo suficientemente larga como para reducir los esfuerzos cortantes a niveles admisibles[28,35]. La rotura de estas capas puede producir púas[29] como se muestran en la Figura III-9-49. Estas púas se forman aproximadamente con un ángulo de 45º cuando las cargas deforman permanentemente el adhesivo[29] (Figura III-9-49). Si la carga se invierte (es decir, con el tiempo cambia de tracción a compresión), la orientación de las púas será en sentido contrario y la superficie de la fractura tomará una forma de sierra[29]. En los casos en que la longitud de la superposición es suficiente y la falla comienza en el medio del adhesivo, se justifica un examen detenido del adhesivo y de las superficies unidas. Los investigadores deberían determinar el espesor, la porosidad y la composición química de la capa adhesiva y evaluar la preparación de la superficie, puesto que todos estos elementos pueden influir considerablemente en la capacidad de las juntas unidas para soportar cargas.

32. Las juntas equilibradas tienen la misma rigidez extensional para los adherentes.
33. Hart-Smith, L.J., “Adhesive-Bonded Double-Lap Joints – Technical Report”, Douglas Aircraft Company, Langley Research Center, enero de 1973.
34. Hart-Smith, L.J., “Adhesive-Bonded Single-Lap Joints – Technical Report”, Douglas Aircraft Company, Langley Research Center, enero de 1973.
35. Hart-Smith, L.J., “Specimen Shows Thickness Where Adhesive Will Not Fail”, *Adhesives Age*, abril de 1987, 30(4), pág. 28–32.

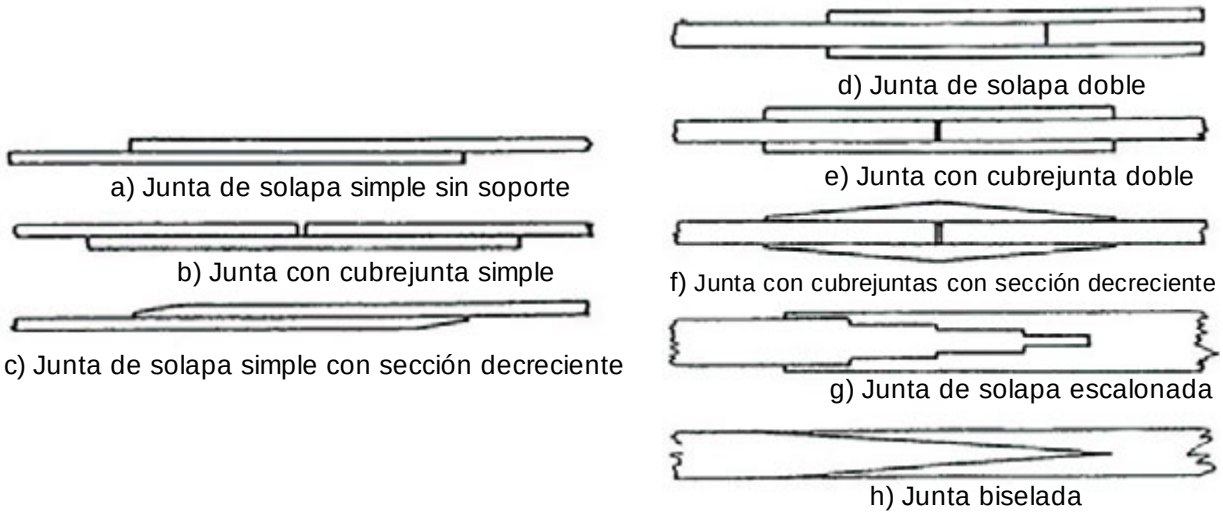


Figura III-9-46. Juntas unidas: de a) a c) son juntas de solapa simple, y de d) a h) son juntas de solapa doble y sus variantes

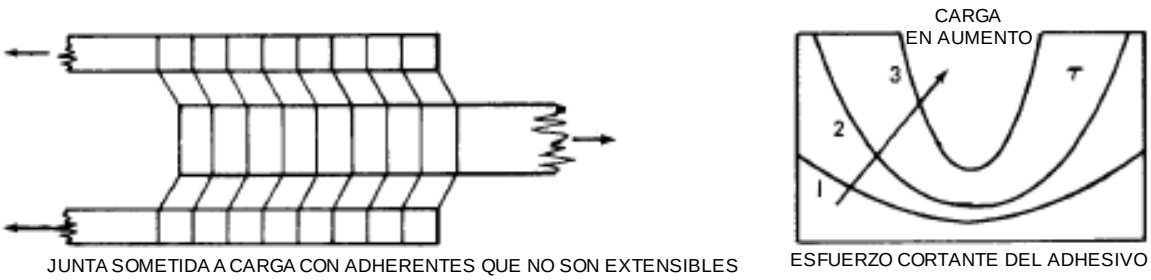


Figura III-9-47. Distribución del esfuerzo cortante con carga en aumento para un adhesivo que puede deformarse plásticamente antes de la rotura

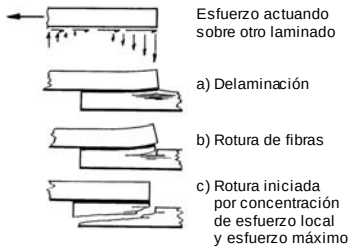


Figura III-9-48. Modos de rotura posibles en juntas con unión simple

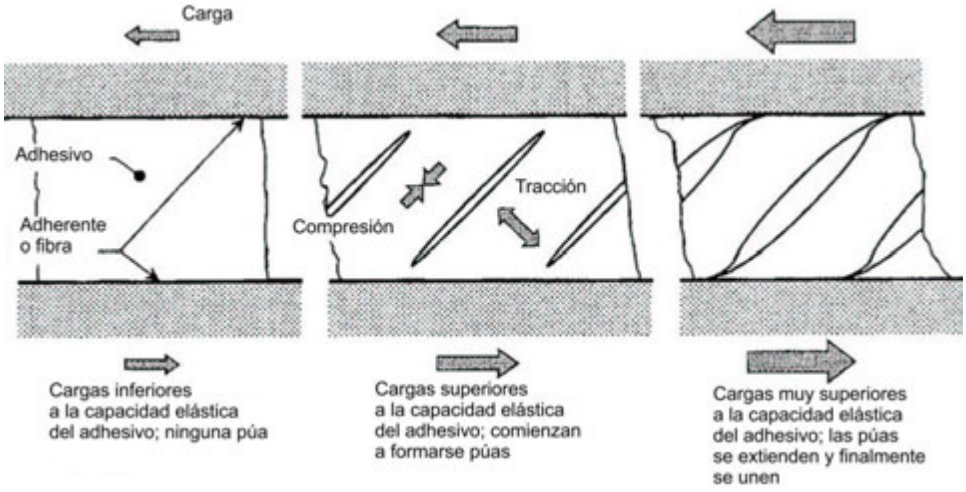


Figura III-9-49. Rotura de púas por tracción de una capa adhesiva bajo una carga de cizallamiento monotónica superior a la elasticidad permisible

9.8.56 La magnitud del esfuerzo de adherencia inducido resulta considerablemente afectada por la geometría de las juntas y una consideración cuidadosa de las características de las juntas (con afinamiento progresivo, etc.). La Figura III-9-50 ilustra esto mostrando la distribución de esfuerzos cortantes y de adherencia para un empalme con cubrejunta doble en el que el lado izquierdo de la placa de empalme se afina progresivamente mientras que el lado derecho no[28,35]. Se pueden hacer varias observaciones importantes sobre la distribución de los esfuerzos cortante y de adherencia. La transferencia cortante sigue una distribución parecida para ambos lados de la placa de empalme, teniendo ambos extremos del lado derecho de la placa de empalme los mismos picos de esfuerzo cortante máximo. Sin embargo, en la Figura III-9-50 el borde exterior derecho es el lugar de rotura más crítico, puesto que los esfuerzos de adherencia son mayores allí[28,35]. En el borde izquierdo del lado izquierdo de la placa de empalme hubo una disminución de los esfuerzos cortantes, debido a la inclinación, enviando parte de la carga hacia más adelante en la placa de empalme. El área superpuesta está cortada más alta, y en este lugar los esfuerzos de adherencia son compresivos. Debido a la distribución de esfuerzos descrita antes, las roturas de las juntas equilibradas y de solapa doble con sección decreciente generalmente se inician en el borde interior del empalme de la junta[28,35]. (Figura III-9-50). Las roturas de las juntas de solapa doble con extremos no afinados comienzan típicamente en los bordes exteriores. Las juntas de dos lados desequilibradas[36] experimentan los esfuerzos de deformación y cortante más elevados en el lado menos rígido de la junta, lo que hace que la rotura comience en el adherendo más débil[28,33-35].

9.8.57 Cabe señalar que la resistencia de la junta de solapa simple depende mucho más de la temperatura que una junta equilibrada por los dos lados [30], debido a que la resistencia total de la junta de solapa simple depende de una propiedad material del adhesivo[29,35]. Las juntas equilibradas por los dos lados minimizan considerablemente la dependencia de la junta respecto a la temperatura, porque la capacidad de carga del adhesivo depende de la energía de deformación absorbida. Típicamente, la energía de deformación no depende de la temperatura, porque el aumento de temperatura disminuye la resistencia del adhesivo al cizallamiento, pero aumenta la deformación que causa rotura[33]. (Figura III-9-51). Claramente, esta es otra ventaja de las juntas con cubrejunta doble; sin embargo, la mayoría de las estructuras de aeronaves son estáticamente indeterminadas, de modo que las restricciones de la compatibilidad respecto a la deformación limitan la capacidad de la junta para extenderse y adaptarse completamente a las cargas impuestas.

9.8.58 La junta de solapa escalonada y la junta biselada son de diseño más eficiente y elevada resistencia, lo que también permite una transición de superficie lisa para satisfacer los requisitos aerodinámicos (Figura III-9-46). Las juntas biseladas óptimas requieren ángulos de biselado muy pequeño, de solo unos pocos grados, que típicamente no se pueden lograr debido a las limitaciones de manufactura. Armstrong[37] señaló que el hecho de que las juntas biseladas comúnmente tengan una inclinación de 1 en 50, salvo en los bordes de la sección en que el ángulo de biselado es de 1 en 20, algunas veces es aceptable. Niu[28] informó que las roturas pueden producirse en el extremo superior del laminado más resistente.

9.8.59 La junta de solapa escalonada es un híbrido entre una junta con cubrejunta doble y una junta biselada, en la que cada escalón se comporta como una junta de dos lados. La complejidad estructural de esta junta requiere un análisis detallado para determinar los niveles de carga que puede haber experimentado. La distribución de esfuerzo cortante sigue la de una junta de dos lados, con esfuerzos cortantes máximos al borde de cada escalón. Respecto a este tipo de conexión Niu[28] informó que el último escalón del laminado interior puede fallar. La junta de solapa escalonada se usa típicamente en aplicaciones críticas, que soportan cargas elevadas tales como la junta de implantación del ala[28] presentada en la Figura III-9-52.

36. Las juntas de dos lados desequilibradas son juntas en que la rigidez combinada de los dos adherendos que transfieren fuerzas en una dirección no es igual a la rigidez del adherente que está en el medio.
37. Armstrong, K., L. Bevan y W. Cole, *Care and Repair of Advanced Composites*, Second Edition, SAE International, 2005.

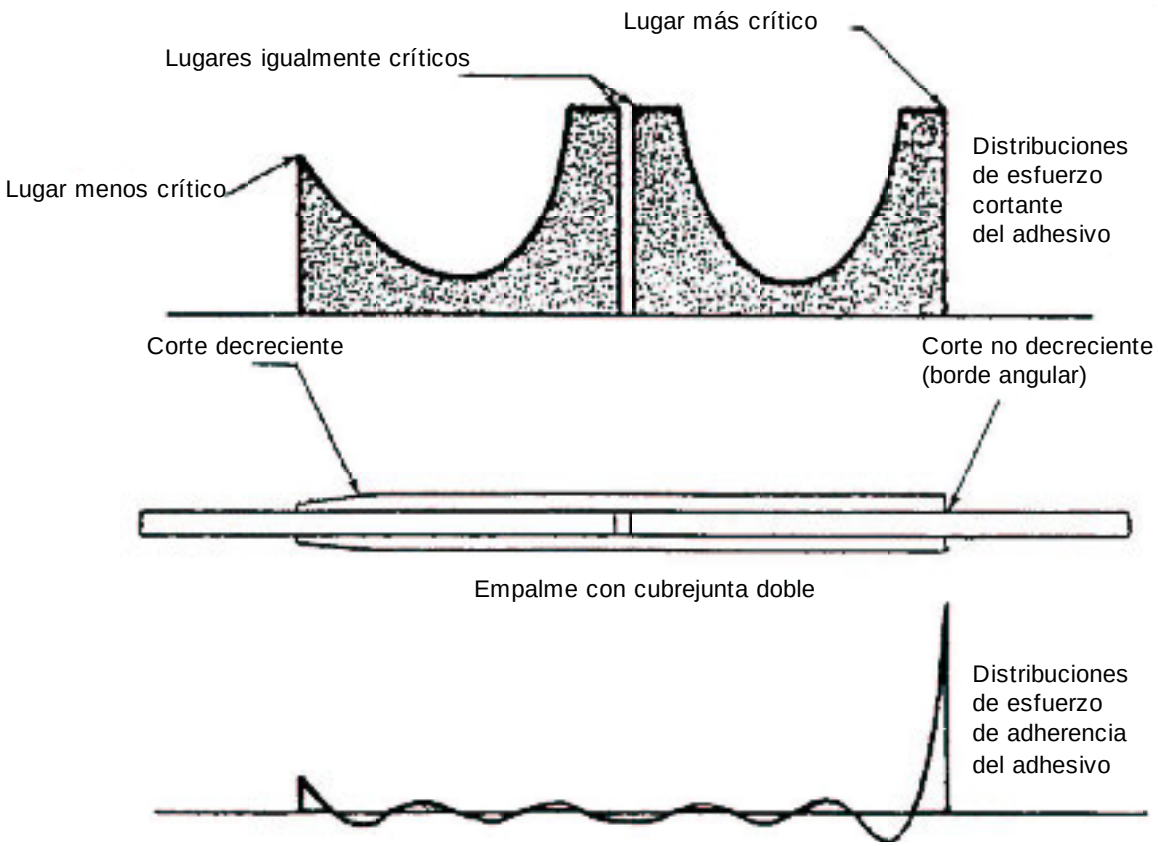


Figura III-9-50. Distribución de esfuerzo cortante y esfuerzo de adherencia en una junta de dos lados

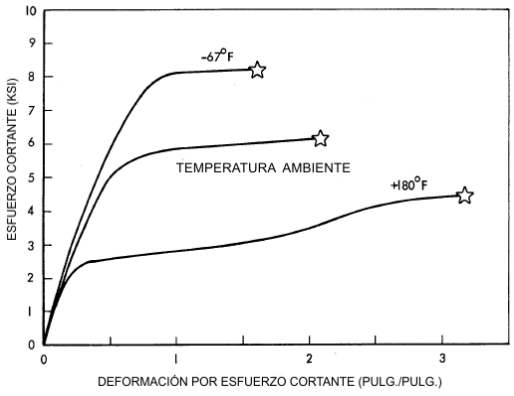


Figura III-9-51. Efecto de la temperatura en la relación esfuerzo/ deformación de un adhesivo dúctil

Juntas sujetadas mecánicamente

9.8.60 Las juntas de material compuesto sujetadas mecánicamente son típicamente menos eficientes que las unidas mediante adhesivos, porque la presencia de un orificio y un sujetador introduce esfuerzos adicionales indeseables que afectan negativamente la integridad estructural. Las fuerzas se introducen por un área más pequeña que para los componentes unidos por adhesivo, lo que requiere en algunos casos material adicional en los miembros de la junta. Las juntas sujetadas mecánicamente se usan generalmente para unir laminados compuestos espesos. Además, los sujetadores mecánicos se emplean en juntas complejas en las que es conveniente desmontar la estructura. En muchos casos, los miembros compuestos están unidos a accesorios de montaje metálicos y estos están unidos mecánicamente[28]. Esto permite que las cargas más localizadas y multiaxiales de la junta se transformen mediante accesorios metálicos. Estos accesorios se hacen preferentemente de acero inoxidable o alianza de titanio.

9.8.61 Las juntas sujetadas mecánicamente algunas veces son ventajosas en instalaciones permanentes o semipermanentes, cuando es necesario unir un material compuesto a una superficie que no se puede unir[31]. Las conexiones con pernos generalmente son fáciles de instalar e inspeccionar, y requieren poca preparación de la superficie en comparación con las estructuras unidas mediante adhesivos[30, 38] . Hay tres juntas sujetadas mecánicamente que son comunes: la junta de solapa simple, la de solapa doble y la de conexión de pernos en varias hileras[22] (Figura III-9-53).

9.8.62 Los materiales compuestos sujetados mecánicamente tienen varios problemas de rotura específicos[39,40]. Primero, los compuestos son quebradizos, lo que los hace más sensibles a las concentraciones de esfuerzos que los metales. Segundo, la interacción de pernos y laminados es complicada y depende del volumen de fibras, distribución de la matriz, secuencia de superposición del laminado y la distribución exacta de fibras-matriz en el orificio. Todas estas consideraciones tienen una gran importancia en el modo de rotura de la junta. La resistencia de los compuestos en la junta también depende mucho del tipo de pernos: los pasadores son menos eficientes en la junta, mientras que los pernos tienen arandelas o cabeza de tamaño correcto y momento de torsión adecuado para impedir que el aumento de las fibras de la cabeza aumente la capacidad de carga de la junta[39].

9.8.63 Un tópico importante respecto a los materiales compuestos sujetados mecánicamente es el comportamiento en carga máxima[28]. En la Figura III-9-54 se comparan la distribución del esfuerzo cortante del sujetador de una junta de metal con cuatro hileras de sujetadores iguales a una junta de material compuesto similar. La carga del sujetador de la junta de metal es uniforme en toda la junta en carga máxima porque la deformación permanente de las placas ayuda a distribuir las cargas del sujetador. Las juntas de material compuesto no pueden lograr esta distribución uniforme del esfuerzo debido a la falta de ductilidad. Por consiguiente, los arreglos en varias hileras no son tan comunes para las estructuras de materiales compuestos como para las estructuras de metal.

9.8.64 Este comportamiento hace que las juntas de material compuesto en varias hileras sean muy sensibles a las tolerancias de fabricación[30]. Los orificios en los materiales compuestos deben estar perforados con una precisión exacta en su dimensión; de otro modo, un perno soportará una carga considerablemente mayor. En el caso de los metales, esto no preocupa mucho porque la deformación permanente localizada compensa rápidamente esta desigualdad geométrica entre los sujetadores y el componente metálico. En las estructuras de material compuesto los sujetadores deben soportar toda la gama de cargas y pueden iniciar la rotura.

38. Phillips, J.L., “Fastening Composite Structures with Huck Fasteners – Part 1”, *Aircraft Engineering*, 58(11), núm. 693, noviembre de 1986, pág. 2–6.
39. Hart-Smith, L.J., “Bolted Joints in Graphite-Epoxy Composites”, Douglas Aircraft Company, Inc., National Aeronautics and Space Administration, 1976.
40. Diplomarbeit, “Überarbeitung und Optimierung der Seastar Höhenleitwerksflosse: Vergleich einer GFK-und CFK Stuktur”, Design and Optimization of the Seastar’s Pettinger, A.M., Optimization of the SEASTAR’s Horizontal Stabilizer: A comparison between GFRP and CFRP, Diplomarbeit, Fachhochschule München, julio de 1991.

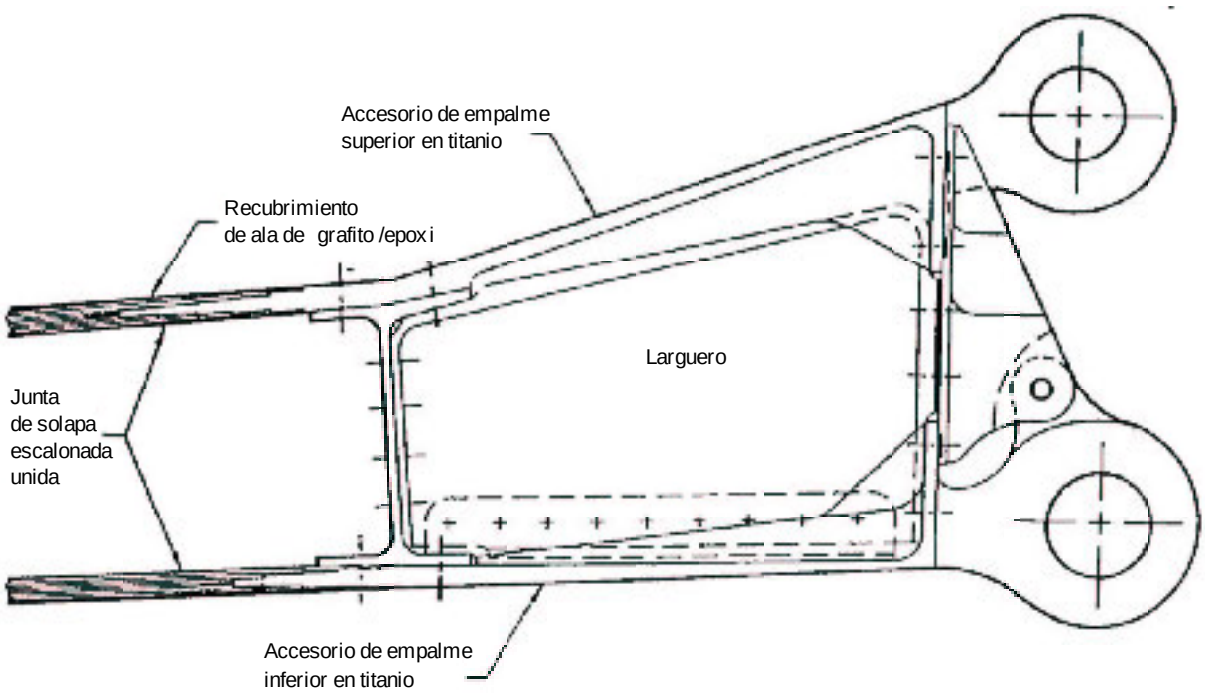


Figura III-9-52. Junta de solapa escalonada conectada al accesorio de montaje metálico para la junta de implantación del ala

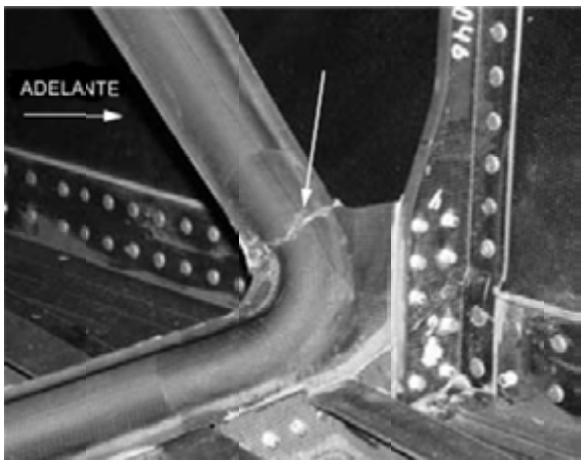
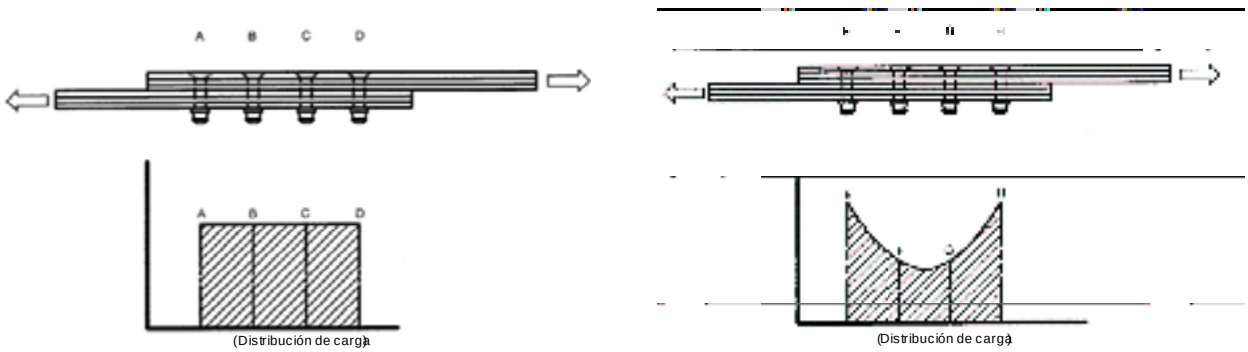


Figura III-9-53. Varios componentes reforzados con un compuesto de fibra de carbono de la superficie vertical de cola del A300-600 están unidos con sujetadores dispuestos en una fila y doble fila. La flecha blanca indica una rotura estructural.



a) Distribución de carga del perno en carga máxima para una junta de metal

b) Distribución de carga del perno en carga máxima para una junta de material compuesto

Figura III-9-54. Comparación de la distribución de cargas en carga máxima: a) junta de metal y b) junta de material compuesto

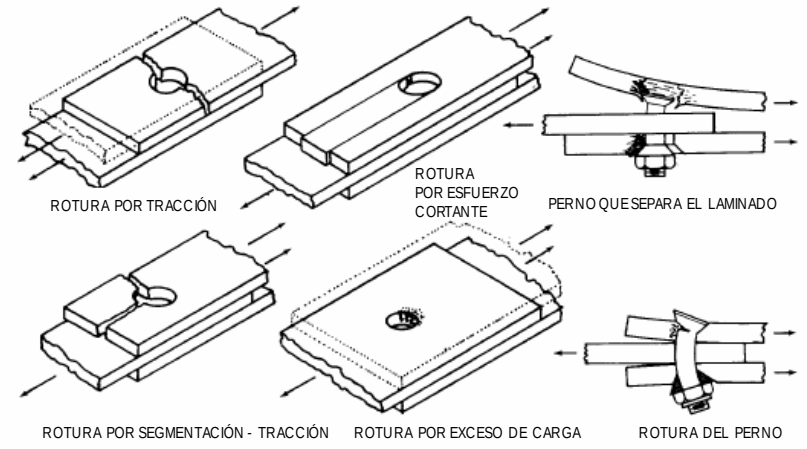


Figura III-9-55. Perno y seis modos comunes de rotura

9.8.65 La instalación de sujetadores también puede tener efectos importantes en la rotura de una junta en servicio. Los sujetadores de ajuste instantáneo han demostrado aumentar la duración de la junta induciendo una pequeña delaminación alrededor del perno, pero sin dañar las fibras. Las fibras enlazan la concentración de esfuerzo localizado, aumentando la expectativa de vida de la junta. Por otra parte, si las fibras se dañan durante la instalación o si el perno queda flojo, la duración de la junta se reduce considerablemente[28,39,41].

Características de roturas

9.8.66 Los principales modos de rotura de juntas de material compuesto sujetadas mecánicamente[39] se describen en la Figura III-9-55 y son las siguientes: rotura por tracción neta a través del orificio del perno, rotura por esfuerzo cortante, perno que separa el laminado, rotura por segmentación-tracción (tracción transversal), rotura por exceso de carga con aplastamiento localizado del laminado en la superficie trasera del sujetador y rotura del perno. Las roturas por tracción neta y exceso de carga son típicamente los modos de rotura que requieren mayor resistencia de las juntas de material compuesto óptimamente proporcionadas[29,39,41]. En la Figura III-9-55 la rotura por esfuerzo cortante es típicamente un modo de menor resistencia que la rotura por exceso de carga y si la anchura de la banda es demasiado pequeña el laminado también puede romperse por segmentación-tracción[39].

9.8.67 La Figura III-9-56 muestra una rotura por tracción neta[22] de la superficie vertical de cola del A300-600 del vuelo 587 de American Airlines. Los investigadores de la NTSB también detectaron áreas en que ocurrió una rotura por exceso de carga. En este caso específico, el material compuesto estaba reforzado con una camisa de metal. En la Figura III-9-57 se presenta una rotura por exceso de carga[39] y en la Figura III-9-58 una rotura por esfuerzo cortante[39].

9.8.68 El modo de rotura de una junta sujetada mecánicamente depende mucho de la acumulación de miembros unidos. La rotura por esfuerzo cortante puede ocurrir si el laminado no tiene la suficiente proporción de fibras de 90º. La rotura por segmentación puede ocurrir en materiales compuestos que tienen muy pocas capas transversales y se agrava si la banda es estrecha y la distancia a los bordes es pequeña, en cuyo caso la rotura comenzará en el borde libre a cierta distancia del orificio[31]. Los diseñadores usan modelos de acumulación cuasi isotrópicos en los orificios para pernos a fin de evitar las roturas por esfuerzo cortante y por segmentación. Un investigador de accidentes puede aprovechar la verificación de la acumulación del diseño.

Reparaciones

9.8.69 Las estructuras compuestas pueden sufrir daños durante la fabricación o en servicio. Al igual que las estructuras metálicas, muchos tipos de daños en los materiales compuestos pueden repararse a fin de restaurar la integridad de la estructura. Ulteriormente, mientras estas reparaciones están en servicio, pueden estar involucradas en una rotura estructural o, posiblemente, conducir a la misma. Al inspeccionar después de un accidente los restos con estructuras de material compuesto, el investigador de accidentes debe poder identificar la presencia de reparaciones y determinar si la reparación tuvo un papel en el accidente. El texto que sigue tiene por fin proporcionar asistencia a los investigadores en esta actividad. Armstrong[37] proporciona más orientación.

41. Hart-Smith, L.J., “Mechanically-Fastened Joints For Advanced Composites – Phenomenological Considerations and Simple Analyses”, Douglas Aircraft Company, Cuarta conferencia sobre materiales compuestos fibrosos en diseño estructural, San Diego, págs. 543–574, 1978.

9.8.70 Las reparaciones de materiales compuestos pueden dividirse en dos categorías: parches e inyección de resina. Los parches en las estructuras de material compuesto son similares a los parches en la ropa – el parche se hace con la intención de impedir que se extienda el daño. Sin embargo, además de estas funciones comunes, frecuentemente se espera que en las estructuras de material compuesto los parches repliquen ciertas funciones de la estructura original, incluidas las capacidades de soportar cargas y sobrevivencia al medio ambiente, por el resto de la vida útil prevista para la estructura. Al igual que con las estructuras metálicas, toda reparación debe llevarse a cabo de acuerdo con el manual de reparaciones estructurales del fabricante, o con otros métodos de reparación aprobados por las autoridades de aeronavegabilidad. Si una reparación se hizo cerca de una rotura estructural antes del accidente, debería hacerse una investigación minuciosa del diseño de la reparación.

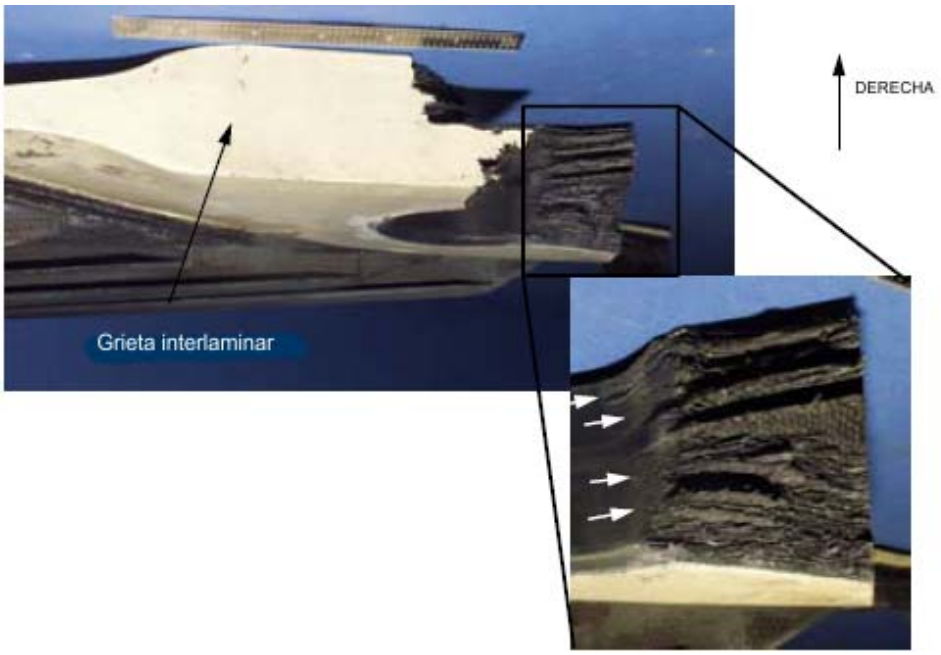


Figura III-9-56. Rotura por tracción neta de sección de la argolla derecha posterior del A300-600. Las flechas blancas indican el daño por exceso de carga adyacente a la fractura.

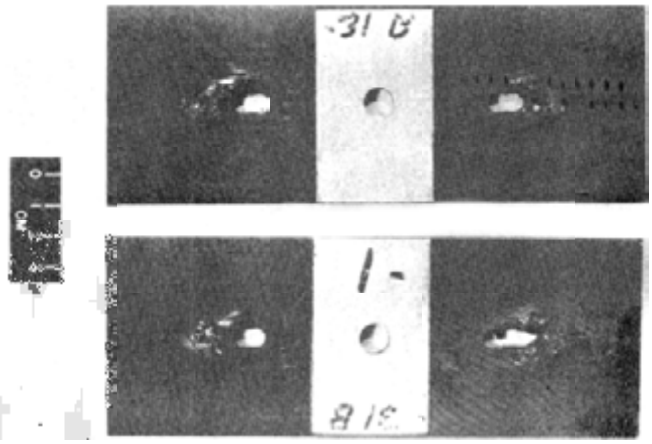


Figura III-9-57. Rotura por exceso de carga en una muestra de laboratorio de material compuesto de carbono

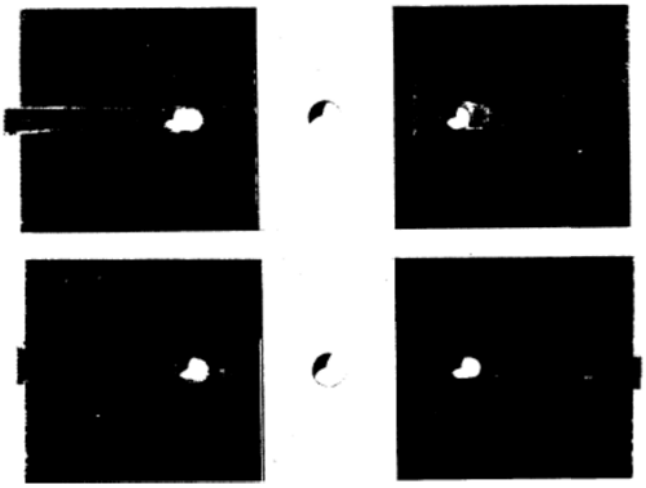


Figura III-9-58. Rotura por esfuerzo cortante en una muestra de laboratorio de material compuesto de carbono

9.8.71 Los parches típicos en las estructuras de material compuesto son de metal o material compuesto y sujetadas mecánicamente o con adhesivos a la estructura original. La selección del material para el parche, así como el método para unirlo se basan en el tipo de daño y en las funciones estructurales que deben cumplir. Típicamente, los parches metálicos con sujetadores metálicos se emplean para estructuras gruesas que soportan cargas considerables, mientras que los parches de material compuesto sujetados con adhesivos se emplean en estructuras finas que soportan cargas relativamente pequeñas[42]. A pesar de estas tendencias, no todos los parches de material compuesto se sujetan con adhesivos y no todos los parches metálicos se sujetan mecánicamente; los parches de material compuesto sujetados mecánicamente y los parches metálicos sujetados con adhesivos también se emplean ocasionalmente.

9.8.72 Una vez que se ha identificado el daño y se ha seleccionado y designado el parche, el procedimiento básico para aplicar un parche es el siguiente:

a) quitar la parte dañada de la estructura;

b) llenar el vacío con el material apropiado; y

c) sujetar el parche con pernos o adhesivo a la estructura.

A fin de ilustrar los principales componentes y las características de reparaciones típicas con parches seguidamente se examinan ejemplos de este procedimiento.

9.8.73 Considérese una sección interlaminar que ha sido perforada por un impacto[43], como la sección que se presenta en la Figura III-9-59 a). Con la lámina de superficie en peligro, este tipo de daño puede afectar la integridad de la estructura interlaminar para soportar cargas. Para la reparación, se siguen los pasos enumerados antes. La parte dañada de la lámina de superficie y el centro alveolar se quitan[43], como se indica en la Figura III-9-59 b). Después de quitar la parte dañada, en el centro se inserta el remplazo[43], como indica el material oscuro en el centro de la Figura III-9-59 c). Finalmente, en ese lugar se coloca un parche de material compuesto[43], como se indica en la Figura III-9-59 d). Los casos siguientes posiblemente incluyan alisar el borde del parche y tratar de pintar la superficie. La Figura III-9-60 es una sección transversal esquemática de lo que puede ser la reparación de la Figura III-9-59[43]. Como puede verse, el material de relleno en el centro y el parche de material compuesto sujetado con adhesivos están destinados a reestablecer el recorrido de la carga estructural a través de la parte que estaba dañada.

9.8.74 Para los laminados de material compuesto se usa un procedimiento de reparación similar al indicado para estructuras interlaminares. En las Figuras III-9-61 y III-9-62 se presentan dos parches de reparación mediante material compuesto ligado[42]. En estos casos, las capas de material compuesto constituyen el material de relleno y el parche. La interfaz angular, lisa, que se presenta en la Figura III-9-61 se llama interfaz biselada; la interfaz de la Figura III-9-62 se llama interfaz escalonada[42]. Típicamente, las interfaces biseladas se usan cuando se deben transferir a través de la parte reparada cargas relativamente elevadas o cuando se necesita un borde de superficie liso[37,43].

42. Hoke, M.J., “Repair Applications, Quality Control, and Inspection”, *ASM Handbook, Volumen 21: Composites,* ASM International, 2001, pág. 893-898.
43. Heslehurst, R.B. y M.S. Forte, “Repair Engineering and Design Considerations”, *ASM Handbook, Volumen 21: Composites,* ASM International, 2001, pág. 885-892.

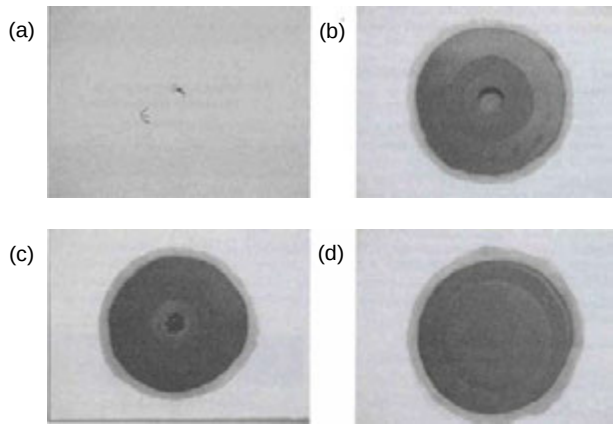


Figura III-9-59. a) Perforación de la lámina de superficie de una estructura interlaminar. b) Se quita la porción dañada de la estructura. c) Se llena el vacío creado al quitar el daño. d) Se liga el parche reparador a la estructura original.

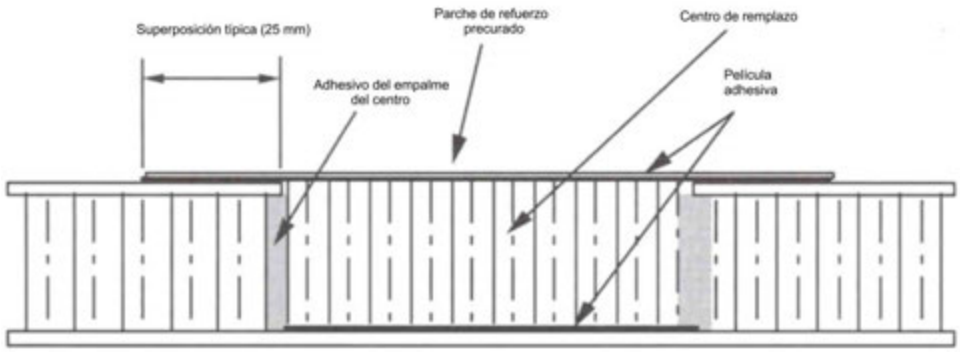


Figura III-9-60. Sección transversal de la reparación de una estructura interlaminar mediante un parche sujetado con adhesivo, similar a la reparación de la Figura III-9-59.

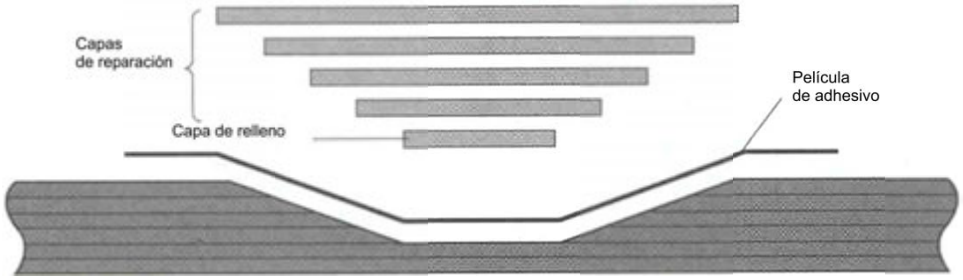


Figura III-9-61. Parche con interfaz biselada en un laminado y ligado con adhesivo

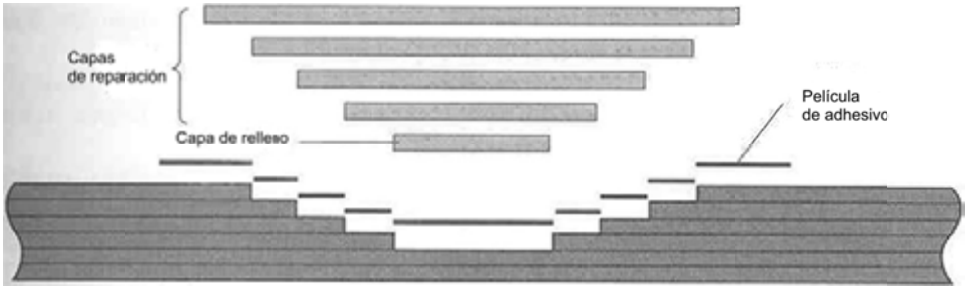


Figura III-9-62. Parche con interfaz escalonada en un laminado y ligado con adhesivo

9.8.75 En la Figura III-9-63 se presenta un ejemplo de reparación empleando un parche metálico sujetado mecánicamente[42]. En este ejemplo, el laminado con material compuesto dañado es el recubrimiento de un ala. Se quita la parte dañada y se pone en su lugar un parche de titanio con sujetadores a través del laminado. En este caso no se usa ningún material como relleno estructural.

9.8.76 Típicamente, los parches metálicos están hechos de aluminio o titanio. Debido a que el aluminio en contacto con el carbono puede ocasionar corrosión, en los materiales compuestos de carbono se emplean comúnmente parches de titanio o se protege la superficie cuando los parches son metálicos. La Figura III-9-64 es esquemática de lo que puede parecer la reparación que aparece en la Figura III-9-63, con un material de relleno de coeficiente bajo[43]. Como se vio, el parche metálico es para establecer un recorrido de carga alrededor del área que estaba dañada. La separación de la placa de repuesto sobre el lado no dañado generalmente se usa para minimizar cambios no deseados en la rigidez de la estructura en ese lugar.

9.8.77 Muchos parches pueden identificarse fácilmente con una inspección visual de las superficies estructurales. Si bien los parches sujetados mecánicamente son fácilmente identificables, los parches sujetados con adhesivos, particularmente aquellos en que hay una interfaz lisa entre el borde del parche y la estructura original, pueden ser más difíciles de identificar. El examen de documentos con el historial de reparaciones de la estructura puede ayudar en esta tarea.

9.8.78 La inyección de resina es una técnica de reparación en la que se inyecta resina en el material compuesto para llenar ciertos tipos de daños tales como fisuras, vacíos, brechas y delaminaciones. Típicamente, la inyección de resina se reserva para reparaciones no estructurales o ligeramente estructurales, porque los materiales compuestos generalmente obtienen de sus fibras la mayor parte de su resistencia. La inyección de resina crea áreas de gran contenido de resina sin refuerzo. Una carga estructural ulterior podría conducir a roturas en las partes con mucha resina.

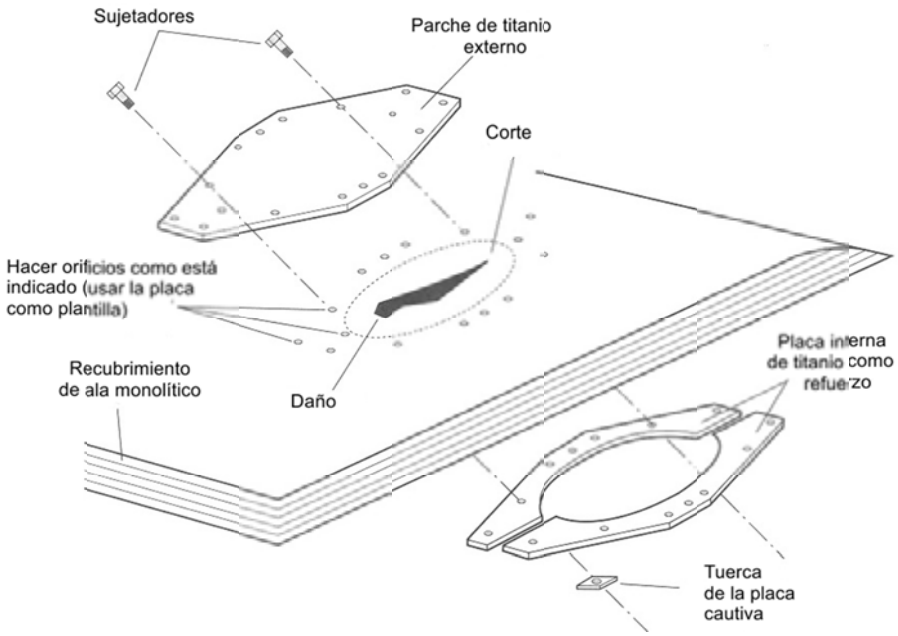


Figura III-9-63. Parche metálico sujetado mecánicamente

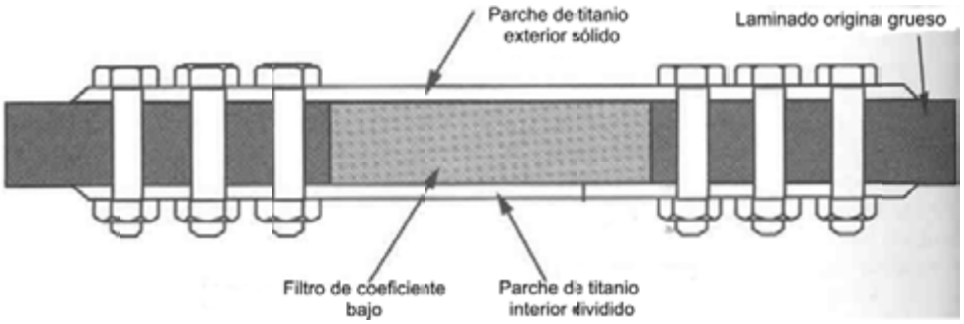


Figura III-9-64. Sección transversal de una reparación con parche sujetado mecánicamente en un laminado, similar a la reparación presentada en la Figura III-9-63

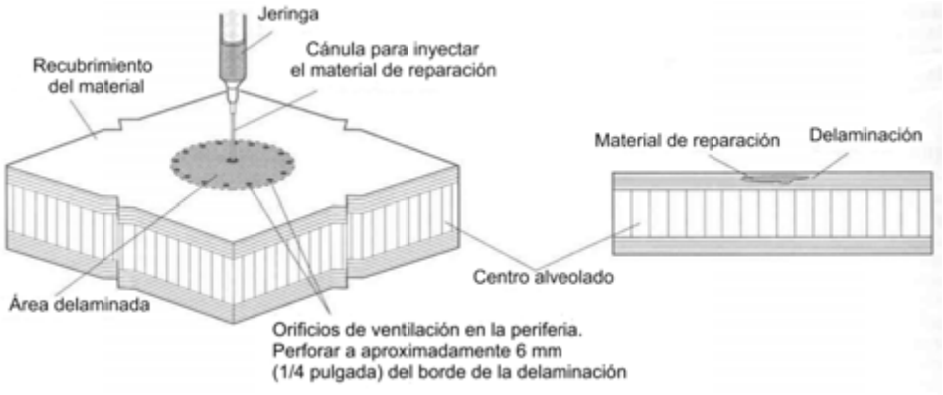


Figura III-9-65. A la derecha, delaminación reparada con el procedimiento de inyección de resina descrito a la izquierda

9.8.79 La Figura III-9-65 presenta un ejemplo de una reparación mediante inyección de resina[42]. Como se indica en el lado derecho de la Figura III-9-65, la lámina externa superior de la estructura interlaminar contiene una delaminación. Una delaminación, como se explicó antes, es una separación relacionada con la pérdida de adhesión entre capas laminares contiguas. A fin de corregir las delaminaciones de la Figura III-9-65, se inyecta resina para llenar el vacío y unir las capas delaminadas. Una vez que se identifica el área delaminada[44], se inyecta resina a través de un orificio en el laminado. La resina debe extenderse entre el orificio de inyección y una serie de orificios de ventilación en la periferia del área delaminada.

9.8.80 Las reparaciones mediante inyección de resina pueden ser difíciles de identificar debido a que las marcas en la superficie generalmente se lijan y pintan para restaurar la superficie lisa. Un examen del historial de reparaciones documentadas de la estructura en cuestión puede ayudar a identificar el lugar de reparaciones anteriores. Además, la radiografía y sección transversal de laminados pueden ayudar a identificar áreas ricas en resina creadas por las reparaciones.

Características de fallas

9.8.81 Como en todo otro elemento estructural, las reparaciones son susceptibles de rotura en servicio. Un diseño inadecuado, errores en la fabricación e instalación y condiciones de servicio inesperadas pueden hacer que una reparación falle, lo que a su vez puede causar fallas en la estructura circundante. Los modos de rotura posibles en parches dependen mucho del método de unión, adhesivo o mecánico. En la Tabla III-9-3 figuran ejemplos de algunos de estos modos de fallas. Lo dicho antes sobre juntas adhesivas y mecánicas puede proporcionar orientación importante respecto a la investigación de fallas en parches unidos mediante adhesivos o sujetadores mecánicos.

Tabla III-9-3. Ejemplos de modos de falla en reparaciones con adhesivos y sujetadores mecánicos

Adhesivos	Sujetadores mecánicos
Degradación debida a la temperatura Degradación debida a la humedad Preparación deficiente de la superficie Curado incorrecto del adhesivo El curado degrada la estructura circundante Ajuste geométrico deficiente entre la estructura original y los elementos de reparación	Los orificios debilitan la estructura circundante Los orificios permiten concentraciones de esfuerzos Superficie de calidad deficiente en los orificios terminados Corrosión galvánica Ajuste geométrico deficiente entre la estructura original y los elementos de reparación

44. La identificación puede hacerse mediante un ensayo con golpes suaves de moneda o una inspección no destructiva (NDI) tales como con técnicas ultrasónicas. Se puede encontrar más información sobre este tipo de ensayo no destructivo en la mayoría de las referencias de esta sección del manual.

9.8.82 Los parches sujetados con adhesivo tienen algunas cualidades que pueden ocasionar fallas. Una cualidad es la unión creada durante la instalación del parche. La preparación de la superficie es crítica para asegurar una unión adecuada. La superficie debe estar limpia y ser lo suficientemente áspera. Además, la unión debe ser plena y completa, sin vacíos ni arrugas a través del contacto entre el adhesivo y los adherendos. Al analizar una falla relacionada con un parche sujetado con adhesivo, el examen de las superficies de contacto entre el adhesivo y el adherendo puede revelar algunos de estos errores. Materias extrañas en la superficie de contacto pueden indicar que los adherendos no estaban limpios antes de unirlos. Superficies particularmente lisas o particularmente ásperas en el adhesivo y los adherendos pueden indicar que la aspereza de los adherendos no estaba ajustada correctamente antes de unirlos. Los cambios abruptos en la apariencia de la superficie del adhesivo pueden indicar la presencia de arrugas o vacíos que crearon un área localizada sin adhesión.

9.8.83 Otro aspecto de las reparaciones con adhesivos que las hace susceptibles de fallas es el proceso de curar el adhesivo. Típicamente, los adhesivos estructurales requieren temperaturas específicas y calendario de presión para un curado completo. Como en todo proceso crítico, el no seguir el procedimiento especificado puede conducir a una falla. Una causa de falla menos obvia es la posibilidad de que el proceso de curado podría degradar las propiedades mecánicas de los adherendos. Por ejemplo, los materiales termoendurecibles típicamente tienen una temperatura de curado más baja que los materiales termoplásticos. Si se usa un adhesivo termoplástico para reparar adherendos termoendurecibles, el curado del parche ligado con adhesivos podría degradar los adherendos termoendurecibles y conducir a una falla. Una forma de identificar este modo de falla es someter a ensayo las propiedades mecánicas de los adherendos cerca de la línea de unión, con relación a sus propiedades alejadas de la línea de unión. El proceso de curado también puede conducir a fallas relacionadas con la humedad en la unión. El calor y la presión del proceso pueden hacer que se desprenda humedad de los adherendos y se deposite a lo largo de la línea de unión, debilitando la unión y conduciendo a una falla. Un análisis del contenido de humedad de los adherendos cerca de la línea de unión con relación al contenido alejándose de la línea de unión puede identificar este modo de falla.

9.8.84 Los parches sujetados mecánicamente tienen algunas cualidades que pueden contribuir a una falla. Primero, los orificios perforados para los sujetadores pueden debilitar la estructura original de varias formas. Al perforar los orificios se quita material, se crean concentraciones de esfuerzos y se crean nuevas superficies que pueden tener defectos. Al igual que con los metales, las superficies libres en los materiales compuestos ofrecen oportunidades para imperfecciones, tales como mellas o microfrisuras, que pueden aumentar con cargas continuas. En los laminados, las superficies libres permiten un riesgo adicional porque son particularmente susceptibles de delaminación. Además, la interacción de cargas y geometría a través de juntas sujetadas puede ser considerablemente más compleja que si ocurriera en la estructura original. Específicamente, la estructura quizá no esté optimizada para soportar cargas de pernos y como tal puede ser más susceptible a los modos de fallas de juntas empernadas en materiales compuestos.

9.8.85 Las reparaciones mediante resina inyectada pueden contribuir a fallas ulteriores. Por la naturaleza de la técnica, la inyección de resina crea una región de gran contenido de esta sustancia. Debido a que en un material compuesto típico la matriz es relativamente débil y deformable en comparación con las fibras, un área rica en resina puede dar lugar a que se inicie una falla. Un examen visual de las superficies de fractura de una estructura rota puede ayudar a identificar áreas con mucha resina. Estas áreas, cuando están relacionadas con reparaciones mediante inyección de resina, pueden identificarse localizando el orificio de la inyección o examinando la estructura alrededor de la resina. Típicamente, las capas de laminado deformadas, o las fibras mal alineadas que quedan del daño original, se encontrarán adyacentes a la resina inyectada. Las áreas ricas en resina, particularmente entre capas, son susceptibles de rotura en corte, que pueden indicar las púas, como se dijo antes y muestra la Figura III-9-37.

9.9 EXÁMENES DE ESPECIALISTAS

9.9.1 Además de exámenes de muestras de material compuesto, algunas de las pruebas de laboratorio más frecuentes son: 1) ensayos en piezas metálicas para prueba de grietas por fatiga, soldadura deficiente, propiedades del material no conforme a las normas, tratamiento térmico deficiente, agrietamiento por esfuerzo de corrosión, propiedades de dimensión inadecuadas, etc., y 2) ensayos sobre manchas, marcas, cortes, etc., para comprobar cosas tales como la naturaleza de la sustancia y la dirección de las fuerzas aplicadas.

9.9.2 Una vez que el laboratorio ha recibido la muestra pueden llevarse a cabo diversas pruebas pertinentes. Examen microscópico, calor y experimentos de carga ayudan a definir las causas con respecto a la falla estructural. Mediante tales pruebas es posible identificar el agrietamiento por fatiga o corrosión, soldadura inadecuada, tratamiento técnico deficiente, propiedades del material conformes a las normas, propiedades de dimensión inadecuadas, etc. Del mismo modo, los análisis químicos pueden ser eficaces respecto a muestras de materiales y son particularmente útiles en la identificación de manchas.

9.9.3 Frecuentemente se realizan pruebas con relación a la resistencia de la estructura de aeronaves y esto supone someter a prueba cargas estructurales mediante medidores de tensión colocados convenientemente para ensayo en vuelo o ensayo estático en tierra. Además, pueden considerarse pruebas respecto a posibles errores de sistemas mediante diversos dispositivos de registro.

9.9.4 Cuando se sospecha que el daño es el resultado de circunstancias poco usuales, tales como la detonación de un dispositivo explosivo, serán necesarias muchas muestras de residuos — polvo, almohadones, muebles, manchas, trozos de papel, alambres, etc. No se debería descuidar el trozo más pequeño de naturaleza o apariencia sospechosa. Todas las piezas o elementos deberían sellarse cuidadosamente en contenedores limpios, bien etiquetados y con la fecha correspondiente.

9.10 FRACTOGRAFÍA

Generalidades

9.10.1 El examen y análisis de las superficies de fractura reales, llamado análisis fractográfico o más comúnmente fractografía, normalmente permitirá al investigador identificar el modo y la causa de la rotura. El éxito de esta técnica se basa en el hecho de que la identificación precisa de la macro y microtopografía en las superficies de la fractura se puede usar para identificar positivamente el modo de fractura (carga excesiva, fatiga, esfuerzo de corrosión, etc.). Una vez identificado el modo de rotura, el análisis de la carga, la geometría, la deformación, el medioambiente, etc., pueden conducir a la deducción de la causa y secuencia de la rotura.

Examen inicial

9.10.2 El examen inicial, visual solamente, algunas veces puede ser un análisis suficientemente preciso como para identificar la causa de la rotura si el componente es suficientemente grande. Sin embargo, es más normal que el investigador en el terreno use una lupa de bolsillo con un coeficiente de aumento de 10. Esta herramienta (junto con cámara de macro-primer plano para el registro permanente de los detalles) generalmente permitirá al investigador identificar y seleccionar los componentes rotos que se sospecha son la causa primaria del accidente.

Examen de laboratorio

Microscopio estereoscópico

9.10.3 A fin de obtener un análisis más preciso, los componentes sospechosos se enviarán a un laboratorio o, por lo menos, a la oficina del investigador, para un examen más de cerca. Un buen microscopio estereoscópico permitirá un examen de la muestra cuyo tamaño aparece ser 50 veces mayor, y también permitirá una fotografía en colores de los detalles revelados. La posibilidad de la imagen en color a menudo es de importancia particular para registrar detalles de productos de la corrosión y/o escamas de pintura y manchas asociadas con las superficies de fractura.

Microscopio electrónico de barrido (SEM)

9.10.4 Para muchos metales usados en la industria, el análisis positivo del modo de fractura requiere un examen de la microtopografía (la forma de la superficie de fractura en un milésimo de centímetro en vez de centímetros). Los microscopios ópticos de calidad de laboratorio tienen capacidad para el examen de superficies planas de hasta 2-3 000 veces el tamaño real (esta capacidad se usa ampliamente, por ejemplo, en metalografía, cuando el investigador examina una sección plana de un componente, pulida y atacada por ácido, para identificar su estructura y, por consiguiente, puede deducir su método de fabricación y tratamiento térmico, y la exposición al medio ambiente posible. Lamentablemente, las fracturas raramente son planas y a medida que el aumento es mayor la profundidad del campo se reduce. Como resultado, a 1 000 veces el tamaño natural, prácticamente toda la superficie de fractura está fuera de foco, y por consiguiente, no se podrá obtener un verdadero análisis y la comprensión de la fractografía.

9.10.5 Este problema generalmente puede resolverse usando el microscopio electrónico de barrido (SEM). El SEM examina la muestra en vacío, pero esto no es normalmente un problema para muestras inorgánicas. Este microscopio funciona mediante el barrido de un rayo electrónico fino a través de la muestra y tomando los electrones resultantes eyectados de la superficie. La señal que resulta se usa para modelar la intensidad luminosa de un rayo que crea un barrido de imagen de TV a la misma velocidad que el rayo de barrido de la muestra. La imagen observada es bastante similar en su apariencia a una imagen óptica, pero tiene una profundidad de campo de relativamente 300 a 500 veces más grande que la imagen óptica en aumentos similares. En teoría, el aumento puede ser indefinido, dado que es nada más que la relación de los resultados del área de pantalla TV comparado con el área de barrido en la muestra. Puesto que el área de barrido en la muestra puede reducirse a niveles muy pequeños, en la práctica los exámenes de SEM pueden abarcar desde quizás 5 veces el tamaño natural hasta 50 000 veces de aumento. La mayoría de los análisis de fractografía pueden realizarse eficazmente con un aumento de 100 a 10 000.

Microscopio electrónico de transmisión (TEM)

9.10.6 Ocasionalmente, es necesario aumentar la imagen de la muestra aún más que el límite del SEM y en este caso el recurso siguiente para el investigador es el microscopio electrónico de transmisión (TEM). Es interesante saber que el TEM es más antiguo que el SEM, que sólo ha estado disponible durante quizás 10 ó 15 años. Las limitaciones del TEM es que examina una réplica de la muestra y no la muestra misma y que solo puede examinar un área muy pequeña (quizás 2 mm × 2 mm) que, por lo tanto, quizá no sea representativa y podría llevar a una conclusión errónea. En la práctica se hace un modelo plástico estampando la fractura en un plástico moldeable, removiendo el plástico, cubriéndolo con una capa muy fina de metal, disolviendo el plástico y pasando luego un rayo de área amplia a través de la película de metal (la réplica de las superficies de fractura). La imagen producida recogiendo los electrones que pasaron a través de la réplica puede interpretarse para deducir la microfractografía de la muestra (la imagen no es muy similar a una imagen óptica, sino que es más como una impresión de rayos X o fotograma). Puesto que el TEM usa electrones en vez de luz visible, la limitación es la longitud de onda (como con luz) de electrones; por consiguiente, son posibles aumentos de hasta 1 000 000 de veces el tamaño natural.

Conclusión

9.10.7 En la vida real, el investigador pasará de simple vista a la lupa, al microscopio estereoscópico, al SEM y posiblemente al TEM cuando sea necesario para deducir el modo de fractura. La gran ventaja de todas estas técnicas es que la muestra no se daña de ningún modo por ninguna de las técnicas (por lo menos esto es así para las aleaciones industriales) y, por consiguiente, la muestra sigue estando disponible para más exámenes en su estado original.

9.11 PROBLEMAS DEL ENVEJECIMIENTO DE AERONAVES

Generalidades

9.11.1 La expectativa de vida útil de una aeronave o de un componente a menudo se especifica en la etapa de diseño, en términos del total de horas de operación o de vuelo, cantidad total de vuelos, o quizás varios perfiles de misión. Que la estructura o sus piezas logren o no estas cifras depende de las propiedades de los materiales de la aeronave y la capacidad de éstos para soportar los efectos del espectro del uso real. Cabe insistir en que este espectro supone más que solo horas de vuelo. Mientras la aeronave está en vuelo, factores dinámicos – fatiga, flameo, vibración (y en menor medida, fluencia lenta) – son los principales determinantes de la vida del componente. Sin embargo, cuando la aeronave está en tierra, la corrosión pasa a ser la principal preocupación.

Corrosión

9.11.2 La corrosión se describe algunas veces como el intento de la naturaleza de volver un metal a su estado natural como, por ejemplo, el óxido metálico del que se produjo. Esto implica que si la estructura de un metal no está protegida, el ambiente degradará la integridad química y física del metal, lo que en definitiva llevará a la rotura de la pieza. Realmente, este es el caso, pero los investigadores deberían tener presente que los agentes corrosivos causan el deterioro de todos los tipos de materiales. Las cerámicas, así como los metales, pueden reaccionar con gases del medio ambiente, especialmente a temperaturas elevadas, lo que destruye el material por la formación de diversos compuestos. Los materiales compuestos se corroen si se permite que la humedad llegue a la matriz de epoxi, y los polímeros, en general, se degradan cuando están expuestos a oxígeno a temperaturas elevadas. Algunos materiales sufren daños por causas menos comunes, tales como radiación o bacterias.

9.11.3 La corrosión es un fenómeno natural y siempre presente y que, como la fatiga y la fluencia lenta, es un proceso acumulativo e irreversible. Para los fines del examen que sigue, la corrosión se define como la *destrucción de un material por medios químicos o electroquímicos.*

Corrosión química

9.11.4 La corrosión química se produce cuando un agente corrosivo hace que un material se disuelva, formando subproductos de corrosión. Esto puede verse en el ataque del agua sobre el hierro, que causa el conocido subproducto de herrumbe. El mismo efecto se vería en el recubrimiento de una aeronave sin pintar expuesto al oxígeno. Se formaría rápidamente una película delgada de óxido de aluminio. Sin embargo, una vez que se forma la película de óxido la corrosión se detiene. Debido a esto, a menudo se dice que las aireaciones de aluminio son resistentes a la corrosión. Sin embargo, el óxido es pulverulento y se quita fácilmente, por lo que su valor como capa protectora es limitado.

9.11.5 La lixiviación selectiva es una forma de corrosión en la que un elemento constitutivo de una aleación es atacado y disuelto separándolo del sólido. Un ejemplo de esto es la dezincificación del bronce que contiene más de un 15% de zinc. El proceso ocurre a altas temperaturas y en definitiva el bronce deviene poroso y débil.

9.11.6 Los polímeros también sufren ataques químicos. En este caso, los solventes pueden difundirse entre las cadenas moleculares, lo que lleva a polímeros más blandos, con menor resistencia. El elevado grado de difusión puede causar una dilatación que quizá lleve a fisuras por tensión. Esto a veces se ve en la acción del agua sobre nailon.

9.11.7 Un último ejemplo en esta sección es probablemente familiar a los pilotos y al personal de mantenimiento. Esto es la decoloración rojiza azulada o la apariencia opaca de secciones de tubos de exhaustación o toberas. Conocido como oxidación a alta temperatura, esta reacción generalmente se produce sin la presencia de humedad acuosa.

Corrosión elecroquímica

9.11.8 La corrosión electroquímica es la forma más común de ataque corrosivo a los metales. En general, se produce cuando los átomos del metal liberan electrones y forman iones. Esta acción hace que el metal se consuma gradualmente y se forme un subproducto de corrosión.

9.11.9 El proceso ocurre más frecuentemente en un medio acuoso de casi cualquier líquido o en aire húmedo. Esto da lugar a una corriente eléctrica y el efecto general es similar a una pila.

9.11.10 Como en una pila, en una celda electroquímica hay cuatro componentes:

a) el *ánodo*, que da electrones al circuito y corroe;

b) el *cátodo*, que acepta electrones del circuito;

c) un *electrolito líquido*, que proporciona un conductor para los iones metálicos desde el ánodo hasta el cátodo; y

d) una conexión eléctrica entre el ánodo y el cátodo para llevar los electrones (generalmente contacto metal a metal).

9.11.11 Los cuatro componentes mencionados están ilustrados en la Figura III-9-66, y son los mismos en la corrosión electroquímica o en el electroenchapado. La eliminación de cualquiera de los cuatro detendrá efectivamente el proceso.

Ataque uniforme

9.11.12 Cuando un metal está expuesto a un agente corrosivo que actúa como un electrolito, algunas zonas de la superficie pueden ser anódicas para otras zonas. El lugar de las zonas anódica y catódica se desplaza y aun puede invertirse con el tiempo. Sin embargo, puesto que las zonas cambian continuamente, el efecto neto es que causan una corrosión uniforme de la superficie del metal (Figura III-9-67).

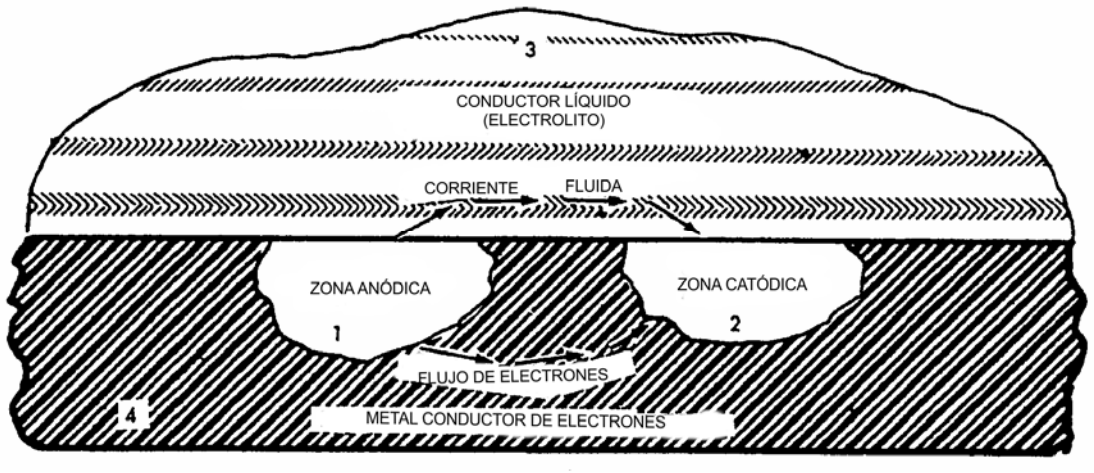


Figura III-9-66. Celda electroquímica típica

Corrosión crateriforme

9.11.13 La corrosión crateriforme es la forma más común de corrosión en las aleaciones de aluminio y magnesio. Generalmente comienza siendo pequeña, en lugares dispersos sobre superficies metálicas no protegidas, apareciendo al principio como puntos blancos o grises y más tarde como un residuo pulverulento (Figura III-9-68).

9.11.14 Si bien puede parecer que las perforaciones en la superficie no son importantes, en el interior del metal el daño es de una proporción extremadamente grande. El orificio generalmente tendrá un borde filoso, bien definido, con paredes relativamente perpendiculares a la superficie. La depresión puede penetrar profundamente en el metal y puede ocurrir una rotura antes de que se reconozca la amplitud del daño por los efectos en la superficie.

9.11.15 Las soluciones acuosas, ácidas, alcalinas y salinas, todas ellas, actúan como electrolitos en apoyo de la corrosión crateriforme.

Corrosión galvánica

9.11.16 Si se conectan eléctricamente dos metales diferentes y se someten al mismo elemento corrosivo, puede producirse la corrosión galvánica. Esto a veces se llama corrosión “entre metales diferentes”. En este caso, un metal actúa como ánodo, dando electrones de valencia a un metal menos activo, el cátodo, y así se produce una reacción típica de celda electroquímica.

9.11.17 La corrosión galvánica se ve en estructuras de aeronaves cuando hay dos metales en contacto y las superficies en contacto están expuestas al agua u otros fluidos. Acero y aluminio o cobre y aluminio sin recubrimiento son ejemplos de combinaciones que pueden resultar en una corrosión galvánica. La acción galvánica se percibirá en la corrosión localizada del ánodo (metal activo) cerca de la superficie de contacto de los dos metales. En la Figura III-9-69 se presenta una tercera combinación, magnesio y acero.

9.11.18 La actividad de combinaciones de metales diferentes se puede estimar cualitativamente a partir de una serie galvánica de metales. En general, cuanto más apartados aparecen los metales en la serie, tanto más activa será su combinación.

Corrosión por grietas o fisuras

9.11.19 Si la humedad puede llegar a las grietas (o a las superficies de contacto), entre estructuras que están unidas, puede causar una forma de corrosión llamada por grietas o fisuras, o por celdas de concentración de oxígeno. Esta última denominación se refiere a la celda electrolítica que se forma por la humedad y la superficie del metal. La humedad aísla al metal del oxígeno y crea un desequilibrio en la cantidad de oxígeno en contacto con el metal que está por encima de la humedad. Esta diferencia en concentración hace que el extremo de la hendidura actúe como ánodo para el metal de base que lo rodea.

Corrosión intergranular

9.11.20 La corrosión intergranular se produce cuando hay actividad de corrosión galvánica a nivel microscópico. Esto ocurre con los granos de una aleación en la que el procesamiento o la subsiguiente precipitación de un metal constitutivo hace que los límites de los granos sean químicamente diferentes del interior (p. ej., iones de cobre en la aleación de aluminio serie 2024). Si un electrolito llega a estos granos, se produce la acción galvánica que produce fisuras y debilita la aleación. La exfoliación de las aleaciones de aluminio y la sensibilización de aceros inoxidables son formas de corrosión intergranular (Figuras III-9-70 y III-9-71).



Figura III-9-67. Corrosión uniforme

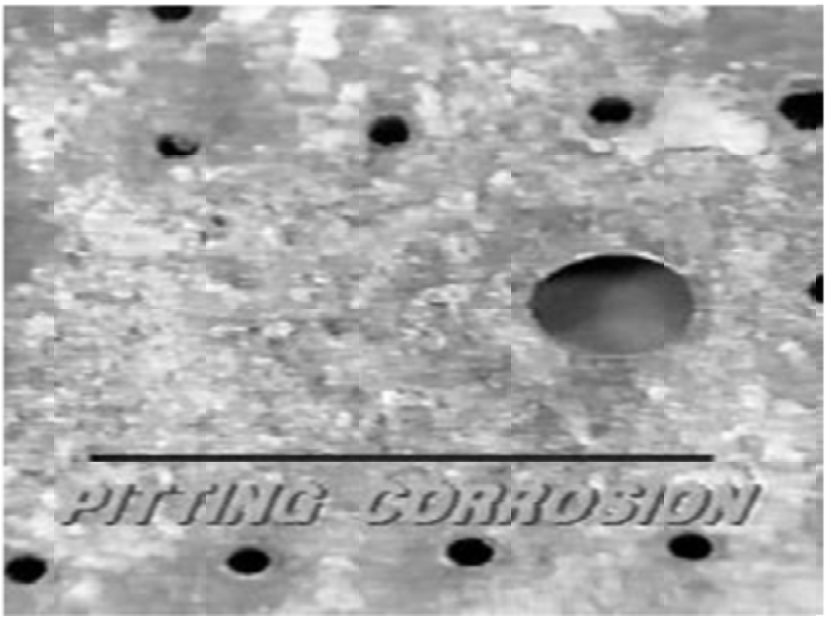


Figura III-9-68. Corrosión crateriforme

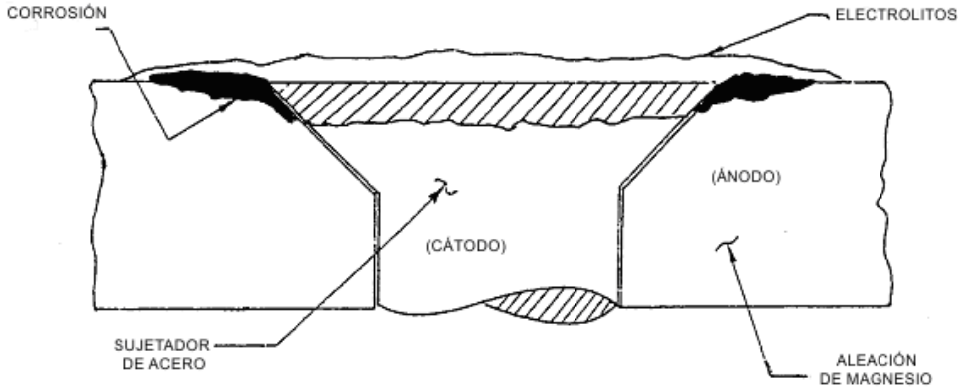


Figura III-9-69. Celda de corrosión galvánica formada por el sujetador de acero en la aleación con magnesio



Figura III-9-70. Fractura final relacionada con corrosión intergranular

Corrosión por exfoliación

9.11.21 La exfoliación es una forma de corrosión intergranular que ataca el interior del metal a lo largo de recorridos paralelos a la superficie. Esto a menudo se identifica por la fragmentación longitudinal de perfiles de aleaciones de aluminio laminados o extruidos. Los granos son más largos y más direccionales como resultado del proceso de fabricación y si los agentes corrosivos llegan a un borde en que hay más contornos del grano expuestos, la penetración del metal puede ser grave.

9.11.22 La forma alongada de los granos limitará el movimiento de la corrosión hacia la superficie y, por el contrario, la dirigirán a lo largo del recorrido paralelo. La corrosión de contornos de grano alongado crea un subproducto liviano, de óxido de aluminio de color gris. A medida que el producto de la corrosión aumenta causa un aumento de volumen y, en definitiva, grietas entre los granos. Entonces, el metal parece separarse y descascarillarse como si fuera en capas (Figura III-9-72).

Sensibilización

9.11.23 Los aceros inoxidables verdaderos contienen un mínimo de 12% de plomo y pueden contener hasta 30%. Con el 12% o más, el contenido de cromo es suficiente para formar una película fina de óxido en la superficie. Esto da a los aceros una buena resistencia para la corrosión, lo que justifica el término “inoxidable”.

9.11.24 Sin embargo, los aceros inoxidables también contienen aproximadamente el 0,08% de carbono. Esto generalmente no es un problema pero si, por ejemplo, se calienta un tipo de acero 304 a una temperatura de entre 455º C y 788ºC (850ºF y 1 450ºF), el carbono se combinará con el cromo para formar carburo de cromo. Los carburos se forman en contornos de grano y agotan los contornos de plomo. Por consiguiente, los contornos pierden la

protección de la película de óxido de cromo y, ante la presencia de agua que es ligeramente ácida, se producirá la corrosión intergranular. Este efecto se llama “sensibilización”. Un acero sensibilizado es aquel que experimenta corrosión intergranular debido a la precipitación de carburos en el contorno del grano.

Corrosión filiforme

9.11.25 La corrosión filiforme se manifiesta al azar, en la forma de filamentos a menudo comparados con las trazas de perforaciones de insectos bajo la corteza de los árboles. Esto se puede encontrar en la superficie de revestimientos metálicos, bajo capas de sustancias protectoras, tales como pintura de poliuretano, y en la matriz de epoxi de algunos materiales compuestos.

9.11.26 Si bien no es muy destructiva por sí misma, la corrosión filiforme puede facilitar el ataque de otras formas de corrosión. En las superficies de material compuesto podría llevar a la delaminación de la capa de material compuesto (Figura III-9-73).

Agrietamiento por corrosión bajo tensión

9.11.27 Este tipo de daño lo causan efectos combinados de tensión por tracción y un entorno corrosivo. La tensión puede ser tensión residual almacenada o el resultado de cargas de tracción aplicadas. Ni el nivel de tensión ni los efectos de corrosión por sí solos son de magnitud grave; sin embargo, la sinergia causa fracturas por tensiones muy inferiores al límite aparente de fluencia del metal.

9.11.28 El agrietamiento por corrosión bajo tensión generalmente comienza con una rotura en la capa protectora de la superficie metálica, lo que permite que comience el ataque. La corrosión electroquímica produce entonces una red de grietas finas con extensas ramificaciones a lo largo de los contornos de grano (las grietas secundarias se extienden hacia los lados a partir de la grieta principal). Las grietas se forman perpendicularmente al eje principal del esfuerzo de tracción, que puede provenir de esfuerzos aplicados o residuales en la pieza. A menudo, el origen de las grietas se puede determinar por la presencia de un producto de corrosión. Sin embargo, en su totalidad presentará muy poco ataque en forma uniforme.

9.11.29 La fractura final puede ocurrir como una fractura quebradiza, repentina, aun en metales dúctiles. Además, el modelo de corrosión puede parecer marcas de fatiga en forma de ondas, o se puede confundir la grieta con el aspecto quebradizo producido por el hidrógeno. Debido a estos factores, el investigador puede necesitar un análisis de laboratorio para la respuesta final.

9.11.30 Las aleaciones de más resistencia, aceros endurecidos, aleaciones de aluminio de elevada resistencia y titanio son propensos al agrietamiento por corrosión bajo tensión (Figura III-9-74).



Figura III-9-71. Fotomicrografía de estructura granular de metal dañado por corrosión intergranular



Figura III-9-72. Corrosión por exfoliación

Fatiga por corrosión

9.11.31 Como el nombre lo indica, la fatiga por corrosión es el resultado de la exposición simultánea de un metal a un ambiente corrosivo y a la fatiga de los esfuerzos cíclicos de tracción. Una vez que penetra la capa protectora, la corrosión crateriforme puede crear áreas de concentración de esfuerzo y los esfuerzos cíclicos pueden iniciar una o más grietas de fatiga.

9.11.32 También es probable que las grietas de fatiga se formen primero y proporcionen los conductos para el agente corrosivo. En ambos casos, los efectos corrosivos en el extremo de la grieta harán que esta se propague más rápido que en un ambiente libre de corrosión. Estos efectos combinados son preocupantes, puesto que pueden disminuir considerablemente la resistencia a la fatiga y la duración de un componente en fatiga.

9.11.33 La tarea del investigador puede complicarse más por la tendencia de los agentes corrosivos a obscurecer la superficie de fractura y sus marcas clave. Una vez más, puede ser necesario un análisis de laboratorio (Figura III-9-75).

Corrosión por frotamiento

9.11.34 El frotamiento es una forma de erosión que resulta cuando superficies que soportan mucha carga y están en contacto se frotan con poca amplitud. El desgaste abrasivo quita las capas endurecidas o protectoras de las superficies y expone el metal de base. Entonces, el oxígeno u otros agentes corrosivos pueden invadir y atacar el metal de base, causando corrosión por frotamiento.

9.11.35 La parte mecánica de la corrosión por frotamiento puede identificarse por la aspereza y decoloración de la superficie. Los aceros presentan una decoloración rojiza-marrón; el residuo de frotamiento de aluminio generalmente es negro y pulverulento. El frotamiento se identifica frecuentemente con los orígenes de grietas por fatiga. Una vez que se ha producido el daño de frotamiento, el área es susceptible de ataque por elementos corrosivos y más daños debido a la corrosión por frotamiento (Figuras III-9-76 y III-9-77).

Fragilidad por el hidrógeno

9.11.36 Algunos metales y aleaciones, especialmente los aceros de gran resistencia, son susceptibles de agrietarse por la absorción de hidrógeno en la estructura cristalina. Los átomos de hidrógeno pueden introducirse durante el proceso de fabricación – el electroenchapado es un ejemplo – o pueden provenir del agua en la atmósfera o las soluciones de lavado si el metal está expuesto sin revestimiento durante las operaciones en servicio.

9.11.37 La fragilidad por el hidrógeno a menudo se ve en los componentes del tren de aterrizaje, que típicamente son estructuras de acero revestidas de cadmio. Con el tiempo el hidrógeno puede acumularse en la superficie de contacto del componente de acero y el revestimiento de cadmio, y al expandirse causa grietas catastróficas. Para impedir esto, el tren de aterrizaje y componentes similares se deben secar a unos 200ºC (400ºF) durante varias horas para quitar el hidrógeno.



Figura III-9-73. La corrosión filiforme se puede ver en metales y en algunos materiales compuestos



Figura III-9-74. El agrietamiento por corrosión bajo tensión se puede identificar por la presencia de múltiples grietas finas en aleaciones de gran resistencia

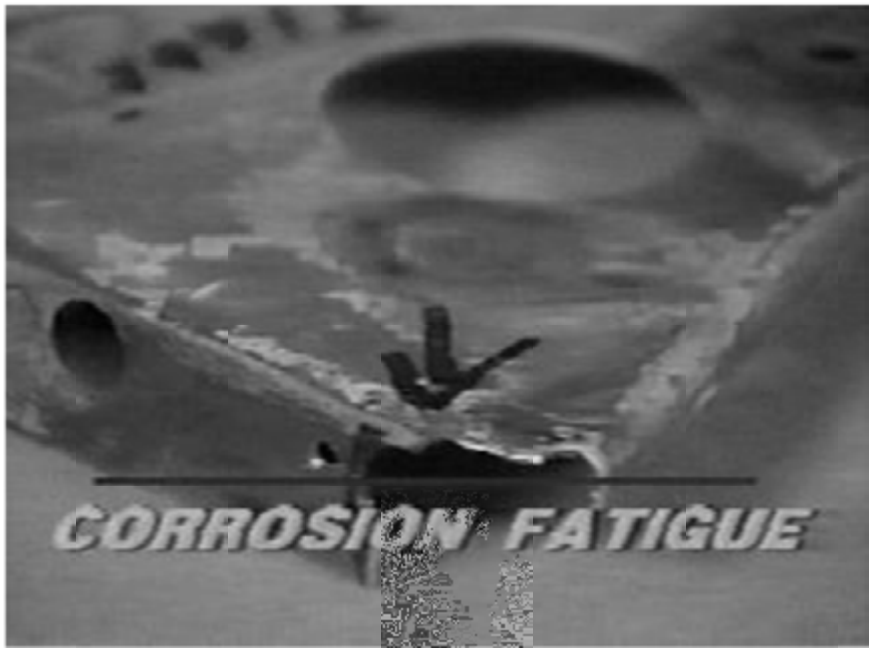


Figura III-9-75. La fatiga por corrosión es la acción combinada de la corrosión y el proceso de fatiga en un metal

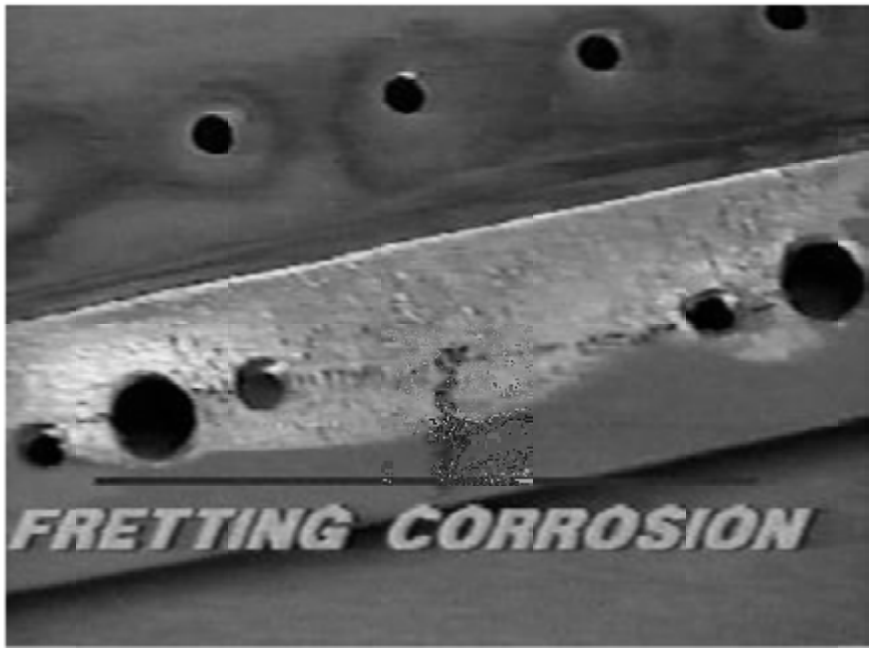


Figura III-9-76. Corrosión por frotamiento



Figura III-9-77. Daño causado por corrosión por frotamiento. La corrosión por frotamiento se puede considerar principalmente como desgaste mecánico con cierta acción corrosiva combinada.

9.11.38 Las grietas debidas a la fragilidad por el hidrógeno normalmente serán intergranulares y, por consiguiente, muy ramificadas. La superficie de fractura parecerá una fractura quebradiza y será fácil confundirla con agrietamiento por corrosión bajo tensión.

Cableado de aeronaves

9.11.39 Después de los trágicos accidentes del vuelo 800 de TWA (1996) y 111 de Swiss Air (1998), se ha puesto más énfasis en los casos de fallas del equipo electrónico, particularmente del cableado. A medida que el cableado envejece junto con la estructura de la aeronave, el aislamiento y el revestimiento pueden ser quebradizos y estar agrietados, exponiendo los hilos de cobre. Las consecuencias de tal daño incluyen arco eléctrico, fuego, cortocircuitos e interferencia electromagnética.

9.11.40 Los haces de cables están sujetos a daños mecánicos debido a rozadura contra miembros estructurales o haces adyacentes. A temperaturas elevadas, los materiales de aislamiento polimérico están sujetos a averías químicas. Otros daños químicos deben ocurrir en presencia de agentes corrosivos. Estos agentes van desde la humedad, siempre presente en el combustible, aceite, fluido hidráulico, fluidos de la cocina de a bordo y los lavabos, y también fluidos para el tratamiento de la corrosión en metales.

Formación del arco eléctrico

9.11.41 Aunque muchas condiciones pueden conducir a una falla eléctrica, quizá la más seria sea la formación del arco. Esta es la descarga de electricidad a través de un espacio entre conductores eléctricos. Por consiguiente, siempre que haya cables expuestos cerca de la estructura estará la posibilidad de formación del arco y fuego.

9.11.42 El personal de seguridad menciona cuatro clases de arco eléctrico, o fallas de cable, asociadas con aislamiento dañado, que son:

a) *Fallas de desgarre.* Algunas veces llamadas “resbaladizas”, estas fallas se refieren al arco eléctrico que se produce cuando el aislamiento ha sufrido roce y frotamiento al punto que el cable está expuesto, abriendo el camino para el arco eléctrico.

b) *Fallas intermitentes.* Estos son arcos de corta duración, del orden de unos pocos milésimos de segundo. El voltaje normalmente desciende a un nivel bajo mientras que el amperaje aumenta por un factor de 10 o más.

c) *Falla de aislamiento en húmedo.* Esta es una forma de falla intermitente que el aislamiento dañado por la humedad crea y facilita. La formación de trayectos carbonosos causa la carbonización del aislamiento.

d) *Falla de aislamiento en seco.* También llamada “de bandas secas”, esta es la pérdida explosiva de un haz de cables completo. Debido a que para que esto suceda se necesita carbono libre, este tipo de falla sólo ocurre en materiales aislantes con un elevado contenido de carbono, tales como poliimida o Kapton.

Evaluación del cableado

9.11.43 La inspección visual sigue siendo el método más común para verificar los haces de cables, pero considerando los más de 200 km de cables que serpentean a través de una aeronave de fuselaje ancho, es evidente que muchas secciones de cables no serán inspeccionadas. Para ayudar al inspector, ahora se usan o se están desarrollando varias técnicas de reflectometría, entre las que se incluyen:

a) *Reflectometría en el dominio del tiempo (TDR).* Esta técnica se usa típicamente cuando se sospecha que existe un problema del cableado. Se aplica un reflectómetro al cable y la impedancia, la terminación y la longitud del cable crean una configuración única en el eco de la señal. La interpretación de los resultados puede ser difícil y requiere un operador cualificado.

b) *Reflectometría de onda estacionaria (SWR).* Un método más simple (y menos caro) que la TDR, la SWR supone aplicar una onda sinusoidal a un cable. La señal reflejada también es sinusoidal y ambas señales se suman para crear una onda estacionaria en el cable. Los valores máximos y nulos de la onda se leen para obtener información sobre la longitud y la carga de terminación del cable.

c) *Reflectometría en el dominio de frecuencias (FDR).* Esta tecnología también usa ondas sinusoidales, pero mide la diferencia de fase entre las señales incidente y reflejada. Las fallas en una línea generarán resonancia entre las señales que pueden ser interpretadas por el operador. Cuando esté plenamente desarrollado, este sistema permitirá hacer un ensayo de cables antes del vuelo.

9.11.44 Debido a que muchas fallas en los cables ocurren durante el vuelo, se está realizando una labor para desarrollar los llamados sistemas de cables inteligentes. Utilizando componentes micro-miniatura, estos sistemas proporcionarán vigilancia continua de cables, antes del vuelo y durante el mismo. El objetivo final de tales sistemas es poder identificar y corregir fallas a medida que ocurren.

9.11.45 Las aeronaves más nuevas también emplearán disyuntores de falla de arco como equipo ordinario para proteger la aeronave de la amenaza de formación del arco eléctrico y fuego. Usando electrónica de avanzada, estas unidades pueden distinguir entre sobrecargas de corriente normal y corriente de arco y pueden responder adecuadamente a cada una de ellas. Muchas aeronaves más viejas está siendo reacondicionadas con disyuntores de falla de arco en configuraciones que reemplazan o pueden usarse junto con disyuntores ordinarios sensibles al calor.

9.12 PROLONGACIÓN DE LA VIDA ÚTIL

Generalidades

9.12.1 Principalmente debido a factores económicos, muchos explotadores optan por renovar y mantener las aeronaves que poseen en vez de adquirir nuevas. Este hecho se reconoció en 1988 cuando una conferencia internacional estableció mundialmente el Programa sobre envejecimiento de aeronaves. En ese momento la cantidad de aeronaves de transporte, en el mundo, que seguían volando después del período de vida útil previsto en el diseño había excedido el 20%. Esa cantidad ha continuado aumentando, con el apoyo de un análisis mejor de los factores de envejecimiento, técnicas de inspección mejoradas y mayor conciencia del explotador/personal de mantenimiento.

9.12.2 Las actividades en curso para lograr la prolongación de la vida útil de las aeronaves se concentra principalmente en los papeles destructivos de la fatiga, la causa principal de fallas estructurales, y la corrosión, el aspecto más caro de mantener la integridad estructural.

Procedimientos de prolongación de la vida útil

Enfoque de vida segura – Fatiga

9.12.3 Este enfoque establece fechas de reemplazo en servicio para los componentes, basadas en ensayos de fatiga en laboratorio y modificadas por factores de seguridad operacional. Una vez llegada la fecha de reemplazo calculada, se considera que la vida útil del componente expiró y la pieza se retira aunque no haya grietas de fatiga. Las limitaciones de este enfoque son: 1) las pruebas de laboratorio no tienen en cuenta la presencia de defectos de fabricación o de mantenimiento en los elementos operacionales; y 2) las fechas de reemplazo no se obtienen estadísticamente. Esto último causa la remoción prematura de componentes seguros.

Enfoque a prueba de falla – Fatiga

9.12.4 La base del enfoque a prueba de falla es el diseño de múltiples líneas de transferencia de carga en los componentes críticos. El concepto es que en caso de que falle un miembro estructural primario que soporta cargas, en las líneas adyacentes quedará suficiente integridad para continuar volando hasta el aterrizaje. Si bien actualmente se usa en el diseño de muchos componentes, este enfoque no abarca el daño en varios sitios, que es el caso en que pequeñas grietas en los orificios de sujetadores se enlazan y causan roturas.

Enfoque de tolerancia a los daños – Fatiga

9.12.5 El enfoque que actualmente recibe más atención trata de la tolerancia a los daños. A diferencia de otros enfoques, la tolerancia a los daños supone una pequeña grieta o defecto en el material y usa técnicas de mecánica de fracturas para calcular el tiempo que es necesario para que una grieta llegue a la longitud crítica. Estos cálculos se usan para definir los intervalos de inspección segura. En la práctica, cualquier tamaño de grieta que se encuentre durante la inspección es causa para el reemplazo del componente.

9.12.6 Este enfoque prolonga la vida del componente al no exigir el reemplazo a menos que esté dañado y, además, permite la reducción de factores de seguridad operacional en el diseño. Sin embargo, la aplicación de la tolerancia a los daños para establecer los intervalos de inspección para una aeronave requiere un análisis cuidadoso de su perfil de uso.

Evaluación de la corrosión

9.12.7 Lamentablemente, actualmente no existen métodos para determinar la fecha en que se inicia o propaga la corrosión.

9.12.8 Si bien el daño que causa la corrosión puede ser mortal, en muchos casos no conduce a fallas estructurales críticas. Sin embargo, como ya se señaló, es el factor más caro en el mantenimiento de la seguridad operacional de aeronaves más viejas.

9.12.9 Los enfoques para el control de la corrosión típicamente suponen inspección visual y evaluación de técnicas no destructivas para la detección de las áreas afectadas. La frecuencia de las inspecciones la determinará parcialmente el entorno operacional de la aeronave: operaciones a elevada o baja altitud, aire salino o aire seco, guardada en hangar o en el perímetro del aeropuerto, etc. En general, es esencial que el personal siga las prácticas preventivas y los procedimientos de reemplazo especificados por el fabricante.

———————————

Capítulo 10

INVESTIGACIÓN DE COLISIÓN EN VUELO

10.1 INTRODUCCIÓN

10.1.1 La colisión en vuelo es uno de los tipos clásicos de accidentes de aviación que continuarán enfrentando los investigadores profesionales. Aunque ha habido adelantos tecnológicos que han reducido las posibilidades de este tipo de accidente, no han sido totalmente eliminadas y es probable que los investigadores de accidentes de aviación continúen investigando este tema en el futuro.

10.1.2 Históricamente, muchas de las colisiones en vuelo que ocurrieron en condiciones de vuelo visual llegaron a algún tipo de conclusión según la cual el error de ambas tripulaciones era “no ver y no evitar”. Sin embargo, un examen minucioso de los hechos del accidente puede haber dado como resultado conclusiones completamente diferentes. A menos que se sepa que un miembro de la tripulación era físicamente capaz de ver o detectar la otra aeronave y que había suficiente tiempo para reaccionar a lo visto, una conclusión de “no ver y no evitar” no es correcta. Sin embargo, con una compilación cuidadosa de todas las pruebas de los hechos y un análisis sistemático de los datos, generalmente un investigador puede determinar los ángulos de colisión del accidente. Una vez que esa información se comprueba, el investigador puede calcular exactamente lo que pudo haber visto desde el puesto de pilotaje cada miembro de la tripulación. Esta información también proporciona una base científica para toda mejora de seguridad operacional que el investigador desee lograr.

10.2 FUENTES DE INFORMACIÓN

10.2.1 El investigador necesita determinar las velocidades aerodinámicas verdaderas y los rumbos relativos para las dos aeronaves involucradas en la colisión. Hay varias fuentes básicas de información para hacerlo: registradores de vuelo, datos del sistema de vigilancia ATS (inclusive datos radar), pruebas materiales, declaraciones de testigos y planes de vuelo. De estas fuentes de información, la más precisa es el registrador de datos de vuelo. Si se recogen buenos datos de los registradores de cada aeronave, es bastante simple determinar el ángulo de colisión puesto que se conocen los rumbos y velocidades aerodinámicas de ambas aeronaves. Aun cuando únicamente una aeronave tenga un registrador de vuelo, proporcionará la mitad de la información necesaria.

10.2.2 Los datos del sistema de vigilancia ATS, si están disponibles, pueden proporcionar información histórica precisa sobre la derrota de ambas aeronaves. Los datos registrados del sistema de vigilancia ATS revelarán la situación de la aeronave a intervalos regulares de modo que se puede calcular la derrota y la velocidad respecto al suelo. Si se conocen los vientos en las altitudes del vuelo, entonces pueden hacerse ajustes a la velocidad respecto al suelo y la derrota para calcular la velocidad aerodinámica y el rumbo verdaderos. Cuando se combinan los datos del sistema de vigilancia ATS con las pruebas materiales de los restos, entonces es posible conocer la historia de las derrotas de las aeronaves que condujeron a la colisión así como toda maniobra evasiva que haya podido intentar una tripulación u otra. Por ejemplo, si los datos del sistema de vigilancia ATS muestran un ángulo de colisión que conduce a la colisión, pero las pruebas materiales indican un ángulo de colisión considerablemente diferente, entonces una de las tripulaciones o ambas pueden haber intentado una maniobra evasiva. Si se combinan los datos del sistema de vigilancia ATS y las pruebas materiales esto dará una visión más precisa de lo que ocurrió antes de la colisión.

10.2.3 Las declaraciones de testigos pueden ser valiosas si provienen de personas que realmente vieron chocar las aeronaves. Lamentablemente, muchos testigos entrevistados después de una colisión en vuelo no vieron realmente la colisión, sino que oyeron el ruido de la colisión y entonces vieron caer las aeronaves. Esta información no ayuda al investigador. Las mejores declaraciones de testigos pueden ser las de miembros de la tripulación sobrevivientes. Típicamente, los miembros de la tripulación sobrevivientes relatarán que de pronto vieron que el parabrisas se llenaba con la imagen de la otra aeronave tan súbitamente que no tuvieron tiempo para reaccionar. Sin embargo, si los miembros de la tripulación vieron antes la otra aeronave en la secuencia de la colisión, quizá puedan describir algunas maniobras evasivas. Quizás también recuerden qué niveles, rumbos y velocidades aerodinámicas tenían antes de la colisión. Las aeronaves que están equipadas con el sistema anticolisión de a bordo o ACAS (TCAS) y registradores de la voz en el puesto de pilotaje también pueden proporcionar información sobre detección y maniobras evasivas.

10.2.4 Un plan de vuelo puede ayudar a la investigación. Este puede ser un plan de vuelo presentado a un organismo de gobierno o un plan de vuelo de una empresa. Otra alternativa sería obtener declaraciones de las personas que pueden relatar la forma en que la tripulación pensaba volar ese día y cómo normalmente realizaban vuelos similares. Si bien en ninguno de estos casos la información es definitiva, puede proporcionar una idea general acerca del vuelo o aun una gama general de velocidades aerodinámicas que pueden ser útiles más tarde.

10.2.5 Las pruebas materiales de los restos son particularmente valiosas para la investigación si una de las aeronaves estaba equipada con registradores de vuelo. Los arañazos, golpes de hélice u otras marcas pueden indicar al investigador el ángulo de colisión real en el momento del accidente. Combinada con otra información, como datos del sistema de vigilancia ATS o declaraciones de testigos, se desarrollará un escenario del accidente más completo. Los registradores de vuelo y los datos del sistema de vigilancia ATS se tratan en diferentes secciones de este manual, de manera que seguidamente se ampliarán las técnicas para usar pruebas materiales de los restos.

10.3 USO DE LAS PRUEBAS MATERIALES

10.3.1 Cuando chocan dos aeronaves, siempre dejarán arañazos y otras pruebas que representan la combinación de los vectores de ambas aeronaves. Lamentablemente, daños adicionales tales como cargas aerodinámicas, impacto contra el suelo o incendio pueden ocultar estas pruebas de un modo que es difícil o imposible localizarlas. Cuando se encuentra una marca clara de arañazo, es tentador mirar a lo largo de la marca como si representara la trayectoria de vuelo de la otra aeronave. Sin embargo, esto no será exacto a menos que una aeronave estuviera estacionada o una aeronave estuviera adelantándose de la posición en línea recta o la aeronave estuviera aproximándose de frente. Como se ilustra en la Figura III-10-1, en la mayoría de los casos el arañazo es una combinación de movimientos de dos cuerpos en movimiento que no representa la trayectoria de vuelo de ninguna aeronave tomada individualmente.

10.3.2 El ángulo de colisión es el ángulo entre las trayectorias de vuelo de las dos aeronaves (Figura III-10-2). Más precisamente, el ángulo de colisión es realmente el ángulo entre los rumbos de las aeronaves. Este es el que más comúnmente mencionan los investigadores, pero los otros dos ángulos en el triángulo, los ángulos de convergencia, normalmente son más útiles. El ángulo de convergencia da la diferencia visual entre el rumbo de la aeronave y la aeronave que se aproxima. En otras palabras, el ángulo de convergencia es la marcación relativa de la otra aeronave o cuán lejos hacia la izquierda o derecha (arriba o abajo) el piloto habría tenido que mirar para ver la otra aeronave. Si las velocidades y los rumbos de las dos aeronaves permanecen constantes, ambos ángulos de convergencia también permanecerán constantes. En esta condición, a un observador que está en la otra aeronave la aeronave que converge le parecerá sin movimiento. Puesto que el ojo humano percibe el movimiento relativo más pronto que un objeto estacionario, esto ayuda a explicar por qué los pilotos no ven tan fácilmente las aeronaves en curso de colisión.

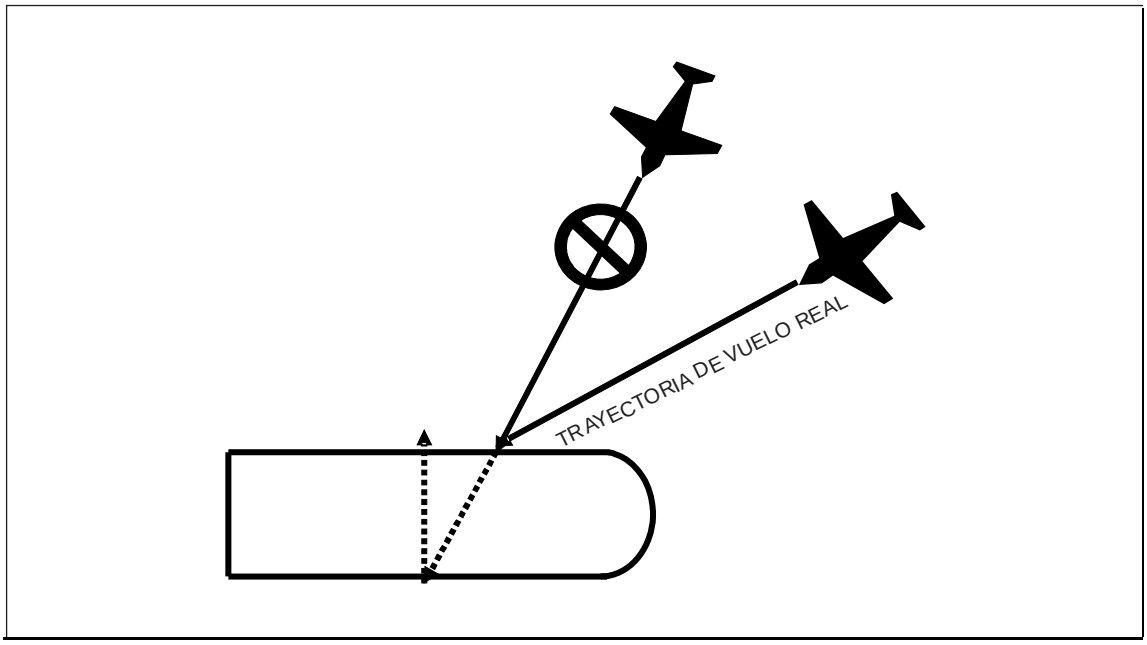


Figura III-10-1.

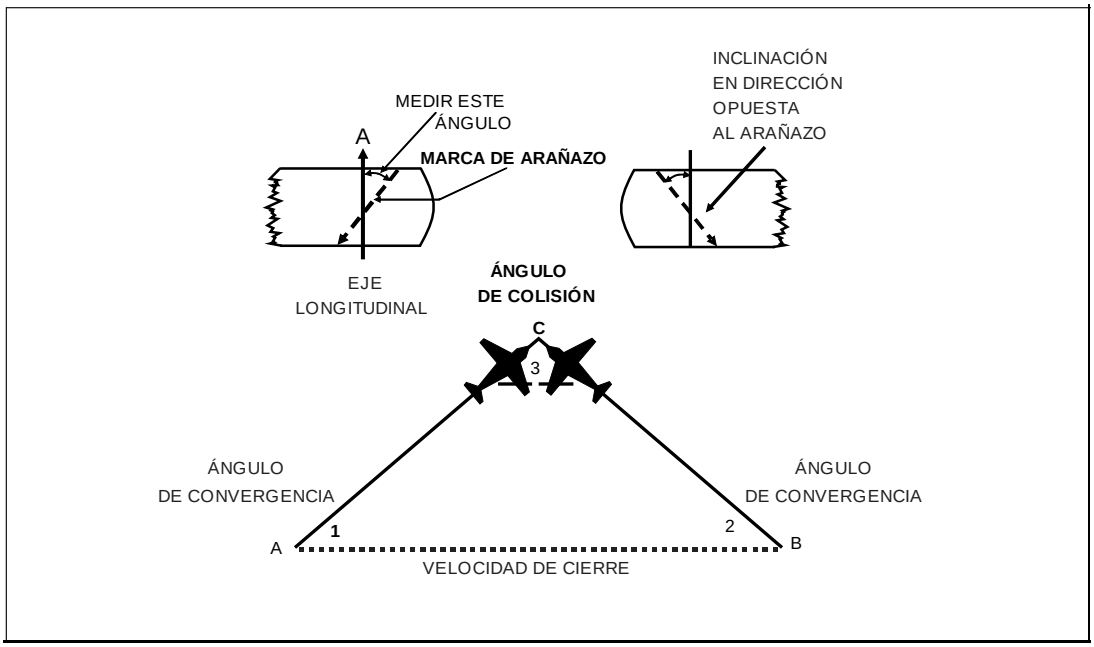


Figura III-10-2.

10.3.3 Es importante señalar que los ángulos de convergencia tienen que basarse en rumbos en vez de en derrotas a fin de establecer una perspectiva visual válida para cada miembro de la tripulación. Sin embargo, puesto que los arañazos son siempre paralelos entre sí y el vector de velocidad de cierre, siempre se basarán en el rumbo de la aeronave. Estos rumbos son siempre un ángulo relativo entre los rumbos de las dos aeronaves en vez de los rumbos reales de las aeronaves en la brújula.

10.3.4 Una vez establecidos los ángulos de convergencia, la visibilidad desde un puesto de pilotaje puede reproducirse con bastante precisión. Un estudio de visibilidad hecho con una computadora proporcionará un diagrama de lo que el piloto podría haber visto desde el puesto de pilotaje. La visibilidad del piloto también puede evaluarse manualmente reconstruyendo la altura del piloto sentado y la ubicación del asiento en una aeronave similar y determinando qué es visible en el ángulo de convergencia. Si hay un parabrisas que rodea este punto y no hay otra interferencia, tal como la del sol, el piloto tenía la posibilidad de ver la otra aeronave en algún punto de la secuencia del accidente. Si hay una estructura en este lugar, entonces es necesario calcular en qué momento el tamaño de la otra aeronave hubiera sido más grande que el tamaño relativo de la estructura y entonces, usando la velocidad de cierre, calcular el tiempo hasta el impacto. Cuando se combinan con el tiempo necesario para que la tripulación identifique y reaccione ante el objetivo, los cálculos mostrarán si la tripulación era capaz de evitar la colisión. Del mismo modo, si la situación relativa de la aeronave que converge era una posición que normalmente no se explora, no es razonable esperar que la tripulación haya visto la otra aeronave. Naturalmente, estos cálculos dan mejores resultados con dos aeronaves que han estado durante un tiempo en una trayectoria de vuelo coherente antes del impacto. Si se dedica el tiempo necesario para obtener la información apropiada se proporcionará al investigador una visión mejor de las circunstancia reales del accidente aunque haya habido cambios en las trayectorias de vuelo.

10.3.5 Para las aeronaves más grandes, hay simuladores modernos para recrear el suceso con tiempo representativo, aspectos convergentes de las aeronaves, operaciones en el puesto de pilotaje e información sobre la orientación del control de tránsito aéreo. A este respecto, las condiciones reales de vuelo y del puesto de pilotaje pueden investigarse para determinar si la tripulación tenía suficiente capacidad interna o externa para identificar y evitar la colisión. Recrear cuasicolisiones en vuelo puede ser aun más benéfico que la investigación posterior al accidente. Dadas la complejidad de la gestión del puesto de pilotaje, que requiere más énfasis del piloto dentro de la cabina de la tripulación de vuelo, y la capacidad de navegación por satélite de la aeronave, cada vez más precisa, la tripulación de vuelo pasa mucho menos tiempo mirando hacia afuera y, además, se ha eliminado la aleatoriedad de las ayudas para la navegación basadas en la superficie. Por consiguiente, la vigilancia en cumplimiento de los procedimientos y el uso de equipo de mejoras de la vigilancia son vitales a medida que el espacio aéreo terminal y en ruta deviene atestado.

10.4 LOCALIZACIÓN Y MEDICIÓN DE MARCAS DE ARAÑAZO VÁLIDAS

10.4.1 Uno de los aspectos críticos de usar pruebas materiales es la selección de los arañazos. Un arañazo válido siempre será recto e idealmente tendrá pintura que ha pasado de la otra aeronave. Procure encontrar un arañazo en una superficie horizontal para determinar el ángulo de convergencia horizontal y una marca de arañazo en una superficie vertical para calcular un ángulo de colisión vertical. Si bien es posible usar arañazos de otras superficies o aún de una superficie curva y después convertirlas en una marca “equivalente” en la superficie apropiada, las primeras marcas que se usan provienen de superficies planas, horizontales o verticales. Estas marcas pueden medirse directamente con referencia a las líneas de remaches que están en correlación con el eje longitudinal mientras se está en la escena del accidente o aún medirlas más tarde en fotografías. Cuando se usan fotografías para hacer mediciones, es crítico que la foto se tome perpendicularmente a la superficie donde está el arañazo y que las marcas estén en el centro de la foto para evitar introducir un error paraláctico o distorsión en la medición (Figuras III-10-3 y III-10-4).

10.4.2 Si bien es preferible obtener los arañazos desde los puntos de contacto iniciales de las dos aeronaves, esto no siempre es necesario. Cuando las dos aeronaves no alteran considerablemente sus trayectorias de vuelo durante el impacto, los arañazos hechos más tarde en la colisión son aceptables. Sin embargo, cuanto más directa la colisión, más importante es usar las marcas de arañazo del contacto inicial.



Figura III-10-3. Arañazos sobre una superficie horizontal fotografiada desde arriba. Nótense las líneas rectas.



Figura III-10-4. Superficie vertical de un fuselaje fotografiada de lado. Nótense las marcas rectas del arañazo y el ángulo relativamente pequeño formado con el eje longitudinal, mostrando poco movimiento vertical relativo a esta colisión.

10.4.3 Cambiar la dirección de una aeronave en vuelo es una función de dos variables. Están la fuerza aplicada y el tiempo durante el cual se aplica esa fuerza. Cuanto más directo el impacto (fuerza) o largo el contacto (tiempo), tanto más importante es usar los arañazos hechos al principio en la secuencia de la colisión. Teóricamente, si bien todo contacto con otra aeronave durante una colisión en vuelo cambiará la dirección de ambas aeronaves después del impacto inicial, este cambio es insignificante en muchas colisiones. Aún para las aeronaves más lentas, el tiempo de contacto entre las aeronaves generalmente se mide en milisegundos. Por lo tanto, el único momento en que habrá un cambio importante en la dirección de una aeronave mientras se crean los arañazos es cuando se aplica una fuerza muy grande, tal como en una colisión de frente, o cuando hay más tiempo para que las dos aeronaves interactúen, como cuando una aeronave sobrepasa lentamente a la segunda. Los vientos crearán diversos grados de diferencia entre el rumbo de la aeronave y la derrota.

10.4.4 Una vez que se ha localizado una marca de arañazo, se deben documentar su dirección y el ángulo que forma con el eje longitudinal de la aeronave. Cabe señalar que si una marca horizontal se mide con referencia al eje lateral o una marca vertical se mide con referencia al eje vertical, el ángulo que forma con el eje longitudinal puede calcularse fácilmente. Mientras examina los restos de la aeronave, el investigador sólo necesita encontrar buenos arañazos y medirlos cuidadosamente con referencia a un eje horizontal, lateral o vertical de la aeronave según sea pertinente. Los cálculos para determinar los ángulos de colisión y convergencia pueden hacerse más tarde.

10.4.5 La intersección de una marca de arañazo con el eje longitudinal forma cuatro ángulos posibles para medir. Sin embargo, puesto que los ángulos opuestos son iguales y el total de los ángulos sobre un lado de la marca de arañazo es siempre 180º, aun cuando en la escena del accidente se mida el ángulo “incorrecto”, el ángulo correcto puede determinarse fácilmente más tarde. Aunque el ángulo “incorrecto” con frecuencia funcionará matemáticamente para dar la respuesta correcta cuando se usan funciones sinusoidales, lo mejor sigue siendo usar el ángulo correcto para la medición. Cuando se mira perpendicularmente la superficie donde está la marca de arañazo, la inclinación de las marcas y su dirección determinarán el ángulo correcto que se debe medir. En las directrices que siguen está el resumen de las reglas sobre qué ángulo medir así como la importancia de la dirección y la inclinación de las marcas con referencia al eje longitudinal. Aunque estas directrices se aplicarán tanto a las marcas horizontales como verticales, se mencionan por separado para fines de claridad.

Superficies horizontales

10.4.6

1) Si las marcas de arañazo sobre cada aeronave son oblicuas en direcciones opuestas con respecto a sus ejes longitudinales, entonces el ángulo más pequeño entre el eje longitudinal y la marca de arañazo es el que se debe medir en cada aeronave (1 en la Figura III-10-5).

2) Si las marcas de arañazo sobre cada aeronave son oblicuas en direcciones opuestas, como en 2 en la Figura III-10-5, entonces cada marca de arañazo se hizo en una dirección que iba desde adelante hacia atrás. El ángulo más pequeño entre el eje longitudinal y la marca de arañazo indica la marcación relativa en el impacto.

3) Si las marcas de arañazo son oblicuas en la misma dirección, entonces una aeronave sobrepasó la otra, y el ángulo más grande entre el eje longitudinal y la marca de arañazo se mide sobre la aeronave más lenta. El ángulo más pequeño se mide en la aeronave más rápida (3 en la Figura III-10-5).

4) Si las marcas de arañazo son oblicuas en la misma dirección, una de las marcas tuvo que hacerse en una dirección que iba desde atrás hacia adelante. La aeronave sobre la que aparece esta marca es la aeronave más lenta. El ángulo más grande siempre estará sobre la aeronave más lenta (3 en la Figura III-10-5).

5) Si el ángulo de la marca de arañazo sobre una aeronave es igual al ángulo de la marca sobre la otra aeronave, entonces las velocidades de las dos aeronaves era igual.

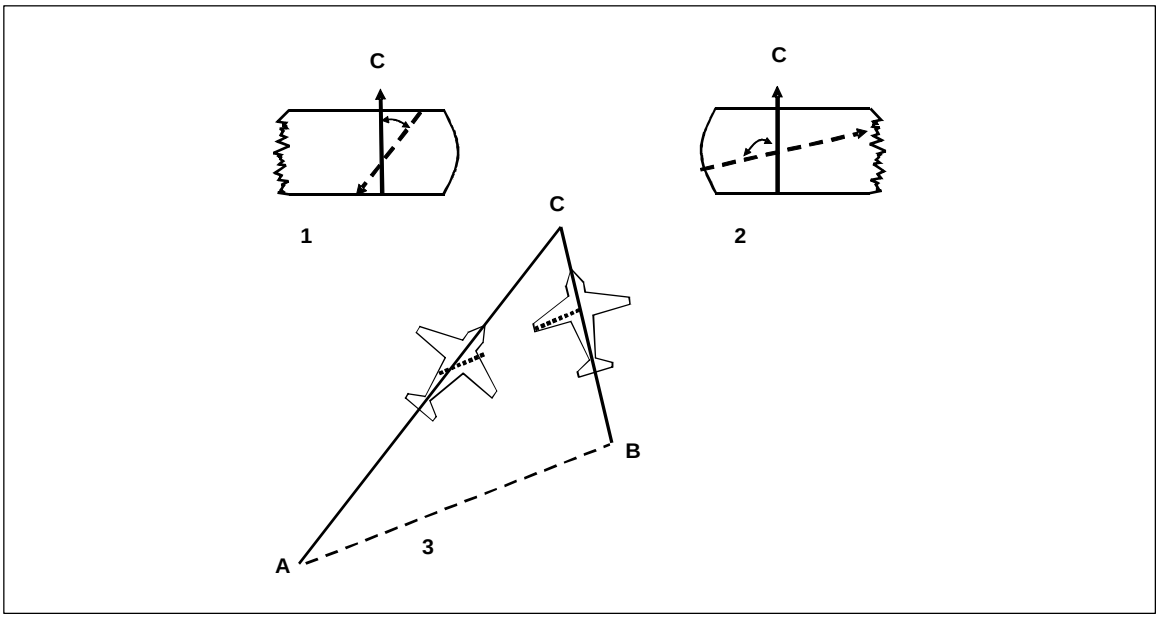


Figura III-10-5.

Superficies verticales

10.4.7 Los principios para interpretar los arañazos a fin de determinar el movimiento vertical son similares a los empleados para el movimiento horizontal, salvo que se usan arañazos en una superficie vertical en vez de en una superficie horizontal. Los arañazos se siguen midiendo con relación al eje longitudinal de la aeronave:

1) Cuando los arañazos corren oblicuamente en direcciones opuestas y van en una dirección generalmente de abajo hacia arriba, las aeronaves chocaron entre sí en una actitud relativamente morro arriba (Figura III-10-6). Del mismo modo, cuando los arañazos corren en direcciones opuestas y generalmente van de arriba hacia abajo en ambas aeronaves, estas chocaron entre sí en una actitud relativamente morro abajo. En ambos casos se mide el ángulo más pequeño entre el eje longitudinal y los arañazos sobre cada aeronave (Figura III-10-6).

2) Si los arañazos corren de arriba hacia abajo en una aeronave y de abajo hacia arriba en la otra aeronave, oblicuamente y en la misma dirección, entonces una aeronave sobrepasó a la otra, y el ángulo más grande entre el eje longitudinal y la marca de arañazo se mide sobre la aeronave más lenta. El ángulo más pequeño se mide sobre la aeronave más rápida (Figura III-10-7).

3) Si los arañazos sobre la aeronave más lenta corren de abajo hacia arriba, entonces esa aeronave estaba por encima de la otra. Por el contrario, si las marcas sobre la aeronave más lenta corren de arriba hacia abajo, entonces esa aeronave estaba por debajo de la otra (Figura III-10-7).

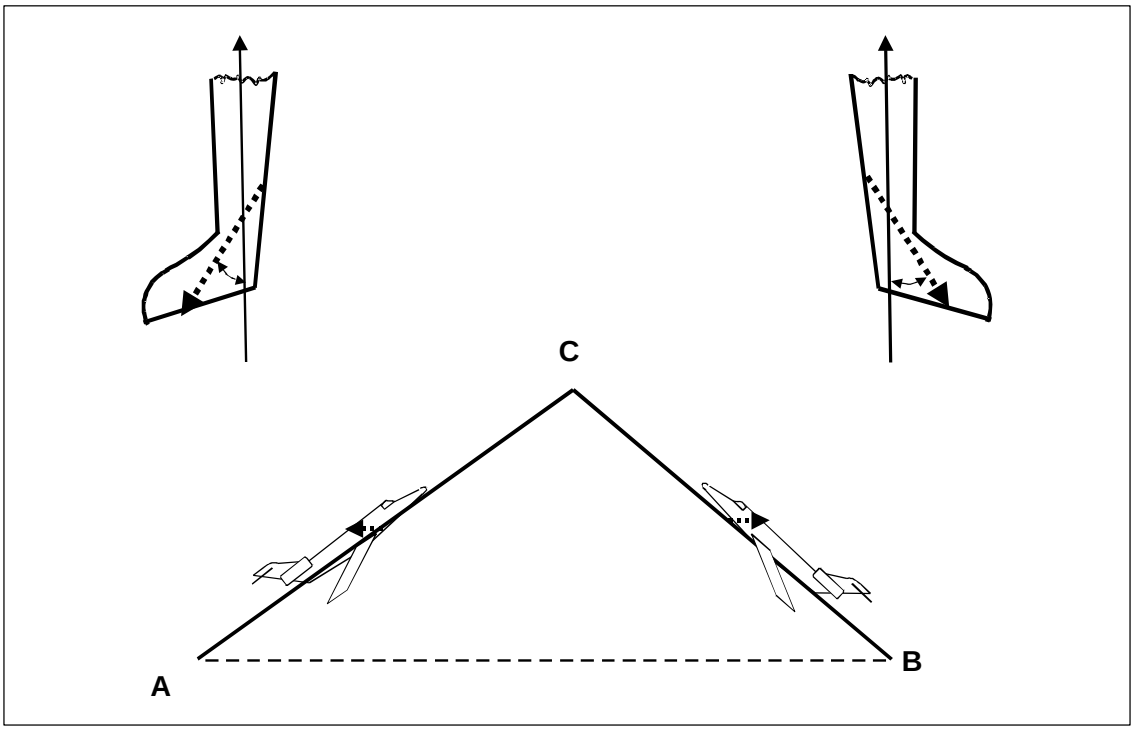


Figura III-10-6.

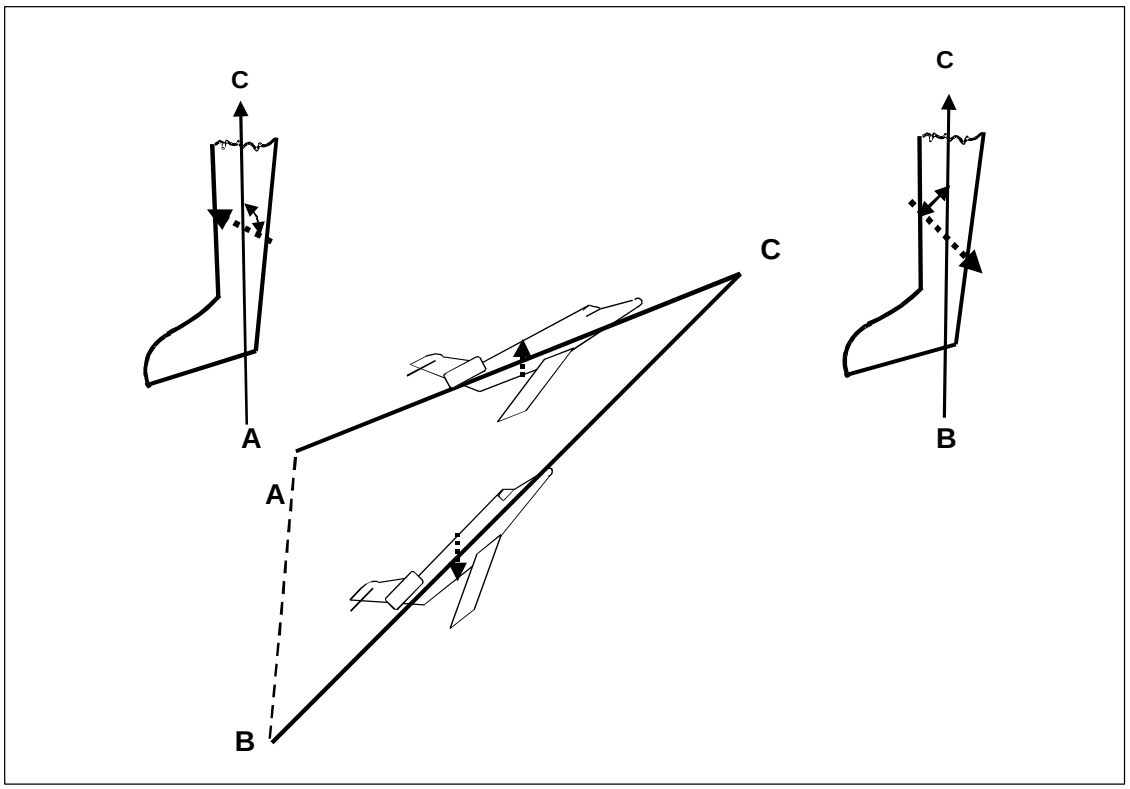


Figura III-10-7.

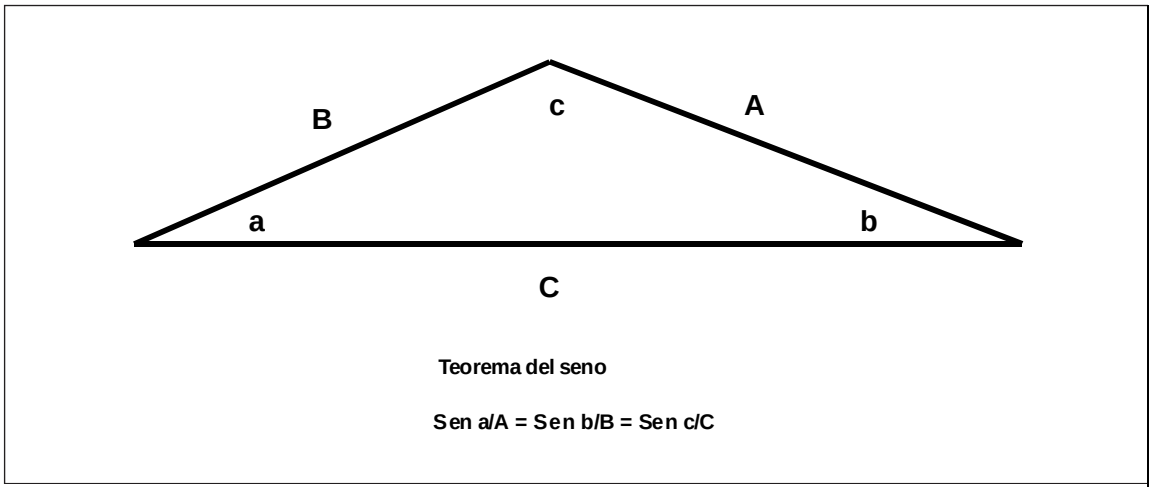


Figura III-10-8.

10.5 MÉTODOS PARA CALCULAR EL ÁNGULO DE COLISIÓN

10.5.1 Hay varios métodos para determinar los ángulos de colisión y de convergencia en una colisión en vuelo. El enfoque más básico es usar papel cuadriculado para trazar la derrota y la magnitud (velocidad) de cada aeronave. Si se conocen estos cuatro valores, entonces se pueden trazar y medir los ángulos que forman. La ventaja de este enfoque para algunas personas es que no supone fórmulas matemáticas. Sin embargo, la desventaja importante de este método es que es necesario conocer la velocidad y la dirección de ambas aeronaves.

10.5.2 Las funciones trigonométricas permiten al investigador determinar los ángulos de colisión y convergencia usando los teoremas del seno y del coseno cuando sólo se conocen tres valores. Este enfoque se muestra en la Figura III-10-8, y también permite establecer estimaciones razonables cuando solo se conocen dos de los cuatro valores, como se ilustra en la Figura III-10-10.

10.5.3 Las técnicas examinadas en este capítulo se han limitado a determinar ángulos horizontales de convergencia y colisión separadamente de los ángulos verticales de convergencia y colisión. Si bien ambos cálculos pueden hacerse simultáneamente, una técnica más simple es hacer dos conjuntos de cálculos por separado: resolver según los ángulos de convergencia horizontal y luego resolver según los ángulos de convergencia vertical. Una vez que esto se ha hecho, los dos ángulos pueden combinarse para describir un ángulo de convergencia como X grados horizontalmente y Y grados verticalmente.

10.6 DETERMINACIÓN DE LOS ÁNGULOS DE COLISIÓN Y CONVERGENCIA EN ESCENARIOS DIFERENTES

Escenario 1: Ambas aeronaves tienen arañazos claros

10.6.1 Cuando ambas aeronaves tienen arañazos claros, resolver el ángulo de colisión es un proceso simple. Puesto que los arañazos son iguales a los respectivos ángulos de convergencia, es simplemente cuestión de sustraer los dos ángulos de las marcas de los 180º para obtener el ángulo de colisión. Dependiendo de la velocidad de las dos

aeronaves, quizá esto sea todo lo que se necesita, puesto que los dos ángulos de convergencia es todo lo que se necesita para determinar el potencial de visibilidad para ambas tripulaciones. Para la aeronave más rápida, aún será necesario determinar la velocidad de ambas aeronaves a fin de determinar la velocidad de cierre.

10.6.2 En un ejemplo simple, dos aeronaves pequeñas chocaron sobre un área metropolitana durante operaciones VFR nocturnas. Una aeronave se estrelló sobre un centro de compras mientras que la segunda realizó con éxito un aterrizaje de emergencia en un aeropuerto cercano. En ambas aeronaves hay marcas claras. Una tenía una marca que iba desde el borde de ataque al borde de salida sobre el ala derecha y medía 37º desde el eje longitudinal. La segunda aeronave tenía una marca de arañazo sobre el ala izquierda que iba desde el borde de ataque al borde de salida y medía 34º. Puesto que ambas marcas son las mismas que los ángulos de convergencia, el ángulo de colisión se calcula fácilmente. Sustrayendo la suma de las dos arañazos (los ángulos de convergencia) de los 180º se obtiene un ángulo de colisión de 109º, como se ilustra en la Figura III-10-9.

Escenario 2: Solamente una aeronave tiene una marca de arañazo clara y se puede determinar o estimar la velocidad de las dos aeronaves

10.6.3 Cuando se conocen un ángulo de convergencia y dos velocidades aerodinámicas o se conocen dos ángulos de convergencia y una velocidad aerodinámica, el valor restante puede obtenerse usando el teorema del seno. Sin embargo, cuando solo se dispone de un ángulo de convergencia y una velocidad aerodinámica, aún es posible calcular una serie de medidas para el ángulo de convergencia que falta. Si bien cualquier estimación introduce cierto error en los resultados, se pueden usar varias velocidades posibles y los diversos ángulos de colisión probables que resultan proporcionarán información útil para la investigación. Como se ve en la Figura III-10-10, la variación de un accidente de la aviación general era solo de unos 4º para un 10% de variación en la velocidad aerodinámica. Si bien es conveniente tener una precisión mayor, estas velocidades pueden ser útiles en un estudio de visibilidad.

Ninguna aeronave tiene una marca de arañazo fiable

10.6.4 Algunas veces la extensión del daño por impacto o incendio hace que sea imposible encontrar marcas fiables sobre una u otra aeronave. Cuando esto ocurre, puede ser necesario usar una marca de arañazo “equivalente”. Si por los restos se puede determinar cuál era la dirección del daño de la segunda aeronave, esto puede usarse como una indicación aproximada de una marca “equivalente”. Esta técnica proporcionará cierta información sobre el ángulo de colisión entre dos aeronaves. Si bien esto no es favorable para la precisión, quizás sea la única opción posible.

Golpes de hélice

10.6.5 Cuando una aeronave, o ambas, en una colisión en vuelo tienen hélice, quizá haya golpes de hélice que pueden usarse para calcular los ángulos de colisión y convergencia. Varios golpes de hélice serán relativamente paralelos. Si bien la velocidad de las palas cambiará definitivamente, dependiendo de la potencia de la hélice y del material sobre el que da golpes, esto no tendrá un efecto importante sobre los cálculos del ángulo de colisión. Aun cuando la inclinación de múltiples marcas de golpes de hélice cambie considerablemente o las marcas de los golpes de hélice tengan diferente longitud, el investigador puede conectar los puntos medios de golpes completos para formar una marca de arañazo equivalente, puesto que el punto medio es el lugar en que la pala de la hélice estaba vertical en cada paso. Esto elimina la preocupación acerca del cambio de inclinación de las marcas de los golpes de hélice y generalmente facilita el cálculo del ángulo de convergencia. Este equivalente de la marca de arañazo se usa para calcular el ángulo de convergencia de la misma manera que una marca de arañazo ordinaria. La distancia entre los golpes de hélice es representativa de la velocidad de cierre y este cálculo resulta definitivamente afectado por el cambio en la velocidad de la hélice (Figura III-10-11).

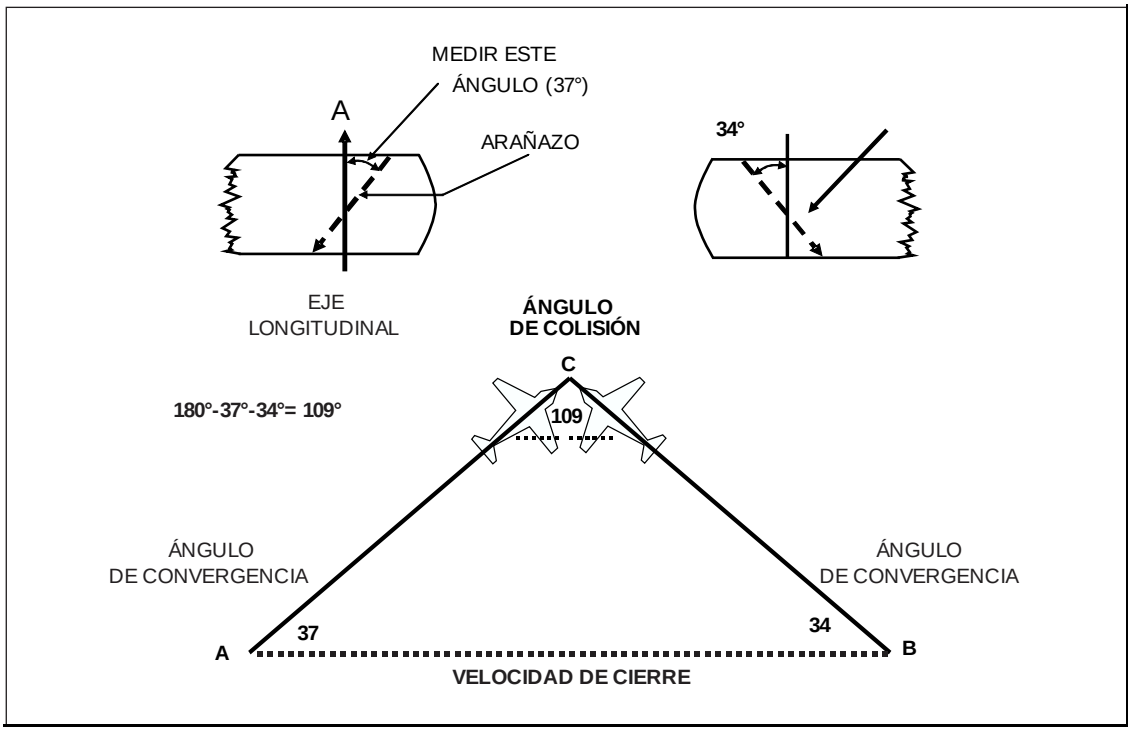


Figura III-10-9.

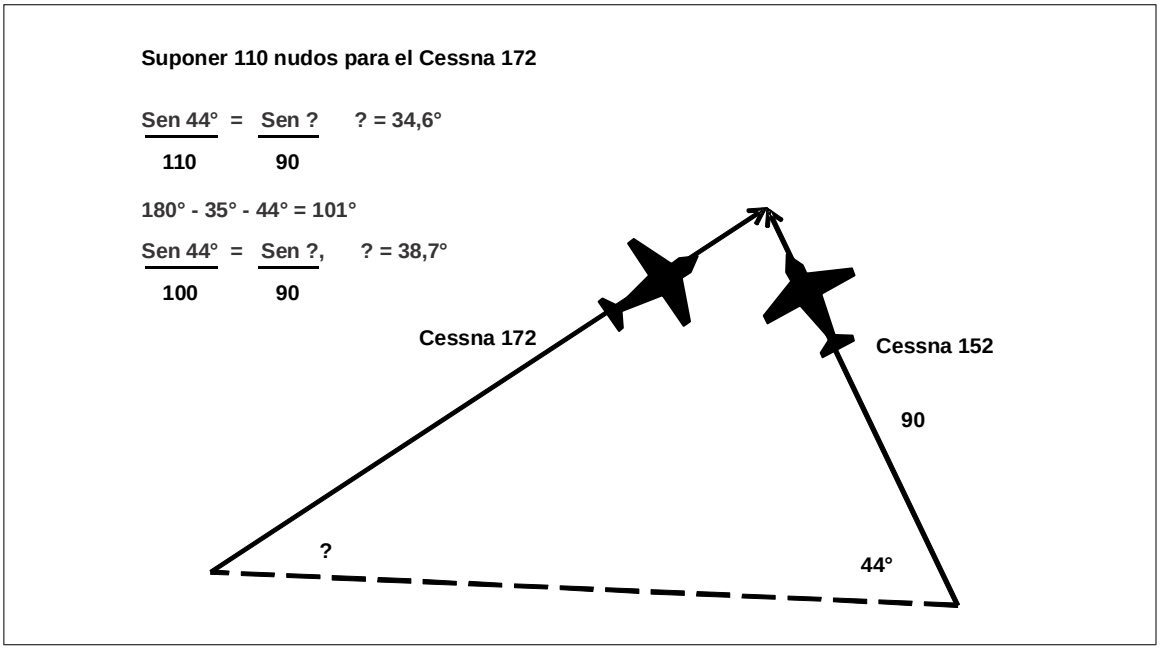


Figura III-10-10.



Figura III-10-11. Conectando los puntos medios de varios golpes de hélice se formará el equivalente de un arañazo.

Uso de un solo golpe de hélice para resolver el ángulo de colisión

10.6.6 Se puede hacer una buena estimación del ángulo de colisión aun cuando solo se disponga de un golpe de hélice en los restos. Los cálculos o estimaciones para la velocidad de las dos aeronaves y la velocidad del extremo de pala de la hélice deben incluirse en los cálculos. También es crítico establecer la dirección del extremo de pala de la hélice cuando estaba creando el golpe. El investigador tiene que mirar cuidadosamente la deformación del área cerca del golpe para demostrar la dirección en que la pala se movía cuando creó el daño.

10.6.7 Usando el diámetro, la dirección de rotación y las rpm de la hélice, se determina el cálculo de la velocidad del extremo de pala de la hélice usando funciones trigonométricas ordinarias (Figura III-10-12). Puesto que la hélice siempre proporciona empuje a un ángulo de 90º con el eje longitudinal de la aeronave, usar el cuadrado del vector de la hélice y el cuadrado del vector de velocidad de la aeronave para obtener el cuadrado del vector combinado, representa el extremo de pala de la hélice moviéndose en el espacio. Combinando este extremo de pala moviéndose en el espacio con el movimiento de la segunda aeronave permite resolver el ángulo de colisión entre el extremo de pala y la segunda aeronave. Entonces, usando geometría básica, el ángulo de colisión entre las dos aeronaves puede determinarse como se ilustra en la Figura III-10-12. En este ejemplo particular, es necesario usar el teorema del coseno para obtener la velocidad de cierre.

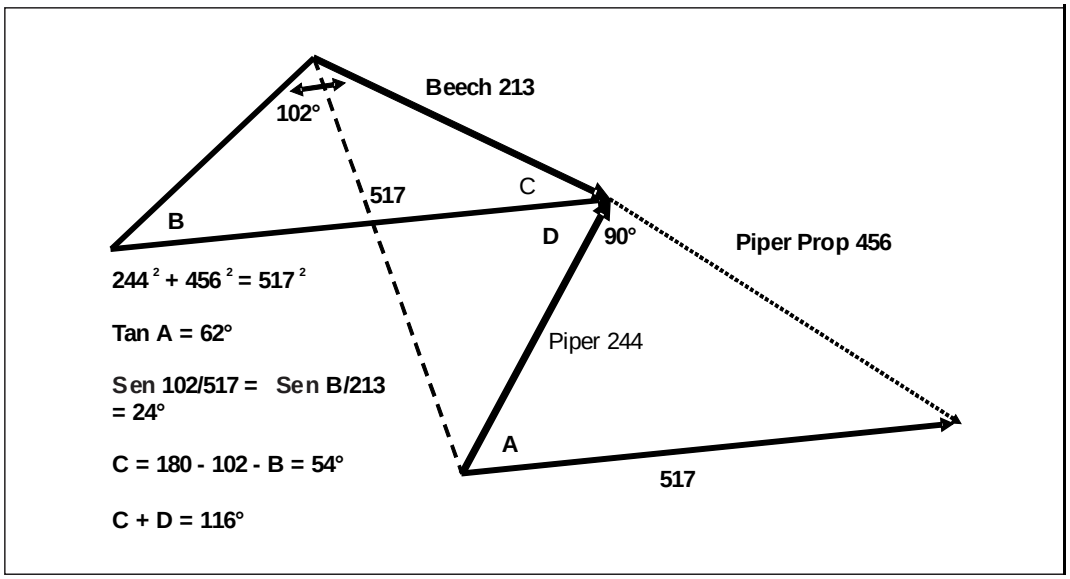


Figura III-10-12.

10.7 RESUMEN

10.7.1 Este capítulo proporciona un panorama del proceso de investigación de colisión en vuelo. Los registradores de aeronaves, los datos de los sistemas de vigilancia ATS, las declaraciones de testigos y las pruebas materiales, todo ello proporciona información valiosa para la investigación. Los registradores de vuelo de la aeronave proporcionan la mejor información si están disponibles. Los datos de los sistemas de vigilancia ATS pueden proporcionar buenos datos históricos sobre las derrotas de ambas aeronaves cuando están disponibles y las pruebas materiales pueden proporcionar información precisa sobre los rumbos relativos de las dos aeronaves en el momento de la colisión. Las declaraciones de testigos o los planes de vuelo también ayudan a determinar la dirección general de las trayectorias de vuelo, pero deberían utilizarse con cautela.

10.7.2 Los restos de aeronaves de una colisión en vuelo pueden proporcionar información única y valiosa para el proceso de investigación. Cuando no se dispone de los registradores de vuelo para una o para ambas aeronaves, las pruebas materiales pueden usarse solas o combinadas con los datos de los sistemas de vigilancia ATS para probar qué ocurrió. Encontrar marcas fiables de arañazos y medirlas con respecto al eje longitudinal de la aeronave son técnicas indispensables que un investigador debe conocer durante la parte de la investigación realizada en el lugar del accidente. Una vez hechas estas mediciones, más tarde pueden compararse con la información de este capítulo a fin de analizar la importancia de las marcas.

10.7.3 El resultado de los cálculos de la colisión en vuelo es vital para decidir cuáles serán las recomendaciones para evitar accidentes similares. Esto permitirá validar la reconstrucción de la trayectoria de vuelo y las imágenes de lo que vio la tripulación de vuelo. También puede analizarse en relación con las indicaciones de advertencia automáticas, control de tránsito aéreo y muchos otros aspectos a fin de comprender mejor las condiciones que enfrentaban las tripulaciones de vuelo y los controladores en el momento del accidente o incidente en vuelo que se investiga.

Capítulo 11

INVESTIGACIÓN DE LA FORMA EN QUE SE DESARROLLÓ EL INCENDIO

11.1 OBJETIVO

11.1.1 La investigación de un incendio en una aeronave puede ser muy difícil debido a que muchos de los indicadores pueden estar ocultos o degradados por el impacto contra el suelo, el incendio producido después de un choque, los procedimientos de extinción de incendios y el retiro de los restos. Por consiguiente, es importante fotografiar y documentar las condiciones existentes lo antes posible y proteger todas las piezas de la aeronave que presenten señales de fuego antes del choque. De este modo, el investigador puede determinar mejor si ocurrió un incendio en vuelo, o la amplitud del incendio, la causa de ignición y la mejor forma de enfrentar estos peligros en el futuro.

11.1.2 El equipo de investigación de incendios necesitará la asistencia de expertos en estructuras y sistemas a fin de determinar los modos de falla y la secuencia de propagación del incendio. La creciente cantidad de metales de elevada resistencia y ligeros y de materiales compuestos también es un reto para las técnicas de investigación tradicionales.

11.2 REQUISITOS DEL INVESTIGADOR DE INCENDIOS

11.2.1 El investigador de incendios de aeronaves debe poseer una comprensión de la combustión y la forma en que los diversos materiales de una aeronave responden al fuego. Los materiales de una aeronave que se queman o el daño producido por el calor del incendio pueden dejar un resultado característico predecible que reflejará lo que comúnmente se menciona como la relación “tiempo-temperatura”, como se verá más adelante. Además, el volumen de combustible en un accidente producirá en tierra un incendio que puede ocultar las pruebas necesarias para la evaluación. Por consiguiente, el investigador no solo debe tener conocimiento de los incendios en vuelo sino que también debe comprender los incendios en tierra. De este modo, el investigador puede determinar y separar los incendios que resultaron en el accidente y aquellos que se produjeron después del impacto.

11.2.2 Las pruebas respecto al escenario del incendio quedarán ocultas por el incendio después del impacto y la subsiguiente respuesta de extinción de incendios antes de que el investigador llegue al sitio. El investigador debería esperar ver piezas retorcidas, rotas, curvadas y cubiertas de hollín que se parecen muy poco a lo que parecerían si no estuvieran dañadas. Las piezas desperdigadas fuera del cráter del impacto quizá sufran pequeños daños por el hollín, pero pueden ser útiles para demostrar la existencia o inexistencia de un incendio en vuelo. El ángulo de impacto dictará la forma en que los restos estarán distribuidos alrededor del sitio del accidente. Una explosión secundaria al impacto también arrojará piezas.

11.2.3 Hasta este punto, el proceso de investigación de incendios es el mismo que para cualquier otro proceso de investigación. Sin embargo, los cambios de trayectoria y la caracterización del incendio pasan a ser importantes en la investigación. ¿Hubo una “gran explosión” o la aeronave pareció sufrir un impacto arrastrando poco fuego o humo? La presencia de un gran fuego sugiere un incendio alimentado por combustible o por un fluido hidráulico. El origen del combustible que se quema puede ser una pérdida importante de combustible en el área del motor o una explosión del tanque de combustible o de vapor. El líquido hidráulico también puede ser una fuente de combustible. Aquí es donde el

conocimiento de la inflamabilidad de los fluidos entra en la investigación. Los fluidos comerciales a base de éster fosfórico, tales como Skydrol, no son fácilmente inflamables. Sin embargo, los fluidos a base de aceite mineral son muy inflamables cuando están pulverizados.

11.2.4 Cuando comienza la investigación de un incendio, el investigador debería recoger todos los hechos que puedan describir el suceso. La descarga de datos de registradores que sobrevivieron el accidente no debería hacerse en las primeras etapas. Deberían examinarse los relatos de los testigos y debería reconocerse que históricamente, toda observación visual de una explosión o rotura en vuelo generalmente está precedida de un sonido relacionado con el suceso. Los sonidos de que se informa pueden compararse con otros sonidos conocidos. Examínese lo sucedido en vuelos anteriores y la historia de problemas con la célula de la aeronave.

11.3 INTRODUCCIÓN AL PROCESO DE COMBUSTIÓN

11.3.1 Es evidente ahora que en el proceso de investigación es necesario tener una comprensión básica del proceso de combustión. Para que haya fuego son necesarios tres elementos: carburante (combustible), aire y una fuente de ignición. Sin embargo, el carburante debe estar en estado de vapor para el proceso de combustión; los líquidos y sólidos no se inflaman. Las propiedades químicas del combustible en cuestión, como se describe más adelante, son importantes para determinar la probabilidad de que ese material contribuya a que se produzca un incendio.

11.3.2 Las propiedades clave de los fluidos (carburantes/petróleo y derivados), tales como presión de vapor y punto de ignición, indican al investigador a qué temperatura la concentración de vapor por encima del líquido se torna inflamable. La temperatura de autoignición (AIT) del fluido establece la temperatura en que el contacto del fluido con una superficie caliente podría encender el fluido. Estos son solo un par de definiciones de términos de inflamabilidad que son importantes para el investigador. Las definiciones importantes aparecen en el Apéndice de este Capítulo 11. Una vez que ha comenzado en vuelo un incendio alimentado por fluidos, el proceso de combustión y el considerable desprendimiento de energía que lo acompaña crea las condiciones que pueden causar daños a los materiales que no se producirían en un incendio en tierra. Por ejemplo, los cables de cobre pueden derretirse en un incendio en vuelo, pero normalmente no resultarán afectados en un incendio en tierra.

11.3.3 Los incendios en la cabina o la bodega normalmente están asociados con la combustión de materiales sólidos. Estos materiales sólidos, tales como aislamiento de cables eléctricos, materiales absorbentes acústicos, interiores de plástico, etc., deben estar sometidos a una fuente de calor o llamas para convertir el material al estado de vapor y que entonces arderá. Esto es similar a un proceso de quemar madera. Quemar madera es difícil, de manera que se usa papel de periódico o pequeños restos de madera como una llama piloto para comenzar el fuego. Nótese que estos papeles y restos de madera tienen una gran superficie expuesta y no una gran masa para absorber el calor. La energía (calor) de este pequeño fuego en un momento dado inicia la combustión de los leños más grandes. A medida que el fuego va quemando leño, se reduce el suministro de aire y disminuye la intensidad del fuego hasta que al removerlo se quita la capa de material quemado, exponiendo una nueva superficie y permitiendo que entre el aire. El proceso de combustión para un “incendio en la cabina” se desarrollará lentamente y aumentará únicamente cuando la producción de energía exceda del consumo de energía.

11.3.4 La temperatura de fusión de una sustancia es cuando el estado del material ha cambiado de sólido a líquido y está a un paso del estado gaseoso necesario para arder. La temperatura de ignición de los materiales sólidos se basa en virutas o partículas finas. Por ejemplo, la lana de acero puede arder fácilmente, mientras que los tubos de acero (sólidos) no se dañarán. La Tabla III-11-1 presenta la respuesta de los materiales sólidos seleccionados al calor.

11.3.5 En resumen, es necesario abordar los incendios en vuelo comprendiendo la diferencia en la intensidad y la propagación del fuego. Los incendios alimentados con combustible de aeronaves se formarán y alcanzarán intensidad rápidamente. Esto contrasta con un fuego que arde lentamente producido por materiales sólidos que se encuentran en los cubos de la cabina o la bodega.

Tabla III-11-1. Respuestas de materiales sólidos al calentamiento

Material	Acción	Temperatura	
		°F	°C
Parafina	Fusión	129	54
Plástico de cloruro de vinilo	Fusión	185	85
Polistireno	Distorsión	210	99
Metacrilato de metilo	Distorsión	210	99
Elastómero de estireno	Distorsión	220	104
Melamina	Descomposición	266 – 400	130 – 204
Papel/fenólico	Delaminación	250	121
Nailon (poliamida)	Distorsión	300 – 360	149 – 182
Celulosa	Descomposición	400	204
Caucho de silicona	Ablandamiento	425	218
Zinc	Fusión	786	419
Soldadura de aleación de plata	Fusión	1165 – 1450	630 – 788
Esmalte	Formación de escamas	1200 – 1400	650 – 760
Vidrio	Ablandamiento	1400 – 1600	760 – 870
Vidriado o porcelana electrotécnica	Fusión	2250	1232

11.4 FUEGO Y EXPLOSIONES DE COMBUSTIBLES

11.4.1 La envolvente de inflamabilidad del combustible define la variedad de mezclas de combustible-aire que puede haber en un incendio. La Tabla III-11-2 presenta las propiedades de los combustibles. La envolvente de inflamabilidad normalmente está asociada con evaluar una posible explosión de un tanque de combustible o determinar si una pérdida de combustible estaría por encima del punto de ignición y, por consiguiente, sería inflamable. Esta variedad de mezclas de combustible-aire se basa en ensayos experimentales y cálculos teóricos. En el límite inferior de inflamabilidad, el proceso de combustión está controlado por la cantidad de aire (oxígeno) disponible. Un exceso de combustible establece el límite superior. Si la relación de combustible a aire es correcta, entonces todo el combustible se consume y debería liberarse el máximo de energía. La Figura III-11-1 refleja la temperatura prevista de la llama como una función de mezclas.

Tabla III-11-2. Propiedades de combustibles[1]

Combustible	Peso molecular (líquido)	Gravedad específica a 70°F (agua=1)	Punto ebullición 90% °C	Punto ebullición 90% °F	C_{st} [2] en aire volumen %	Calor neto de combustión Btu/1b	Calor neto de combustión cal/g	Punto de ignición °C	Punto de ignición °F	AIT mínima °C	AIT mínima °F	Límites de inflamabilidad [3] Inferior Volumen %	Límites de inflamabilidad [3] Superior Volumen %
Combustibles de aeronaves													
JP-4	125[4]	0,76	220	428	2,4	18 710	10 395	−18	0	230	446	1,3	8,2
JP-5	169	0,81	238	460	1,1	18 440	10 245	66	150	225	437	0,6	4,5
JP-6	147	0,84	260	500	1,3	18 620	10 345	38	100	230	446	0,7	4,8
JP-7		0,79	232	450	1,1	18 800	10 445	>60	140	241	465	0,6	4,5
JP-8	164	0,82	250	482	1,1	18 400	10 225	46	115	225	437	0,6	4,7
Jet A		0,82	250	482		18 590	10 328	>40	105	225	437	Similar	a JP-8
Jet B		0,76	220	428		18 780	10 435	<−18	0	230	446	Similar	a JP-4
TS (termoestable)		0,78	222	432		18 400	10 225	>43	109				
Queroseno (típico)		0,8	254	490	1,3	18 600	10 335	52	125	230	446	0,7	4,8
Gasolina 100/130		0,7	116	240	2,4	19 000	10 555	−45	−49	440	824	1,3	7,1
Gasolina 115/145		0,7	120	248	2,2	19 000	10 555	−45	−49	470	878	1,2	7,1
Combustible para diésel (60 octanos)		0,8	325	617						225	437		
Combustibles de misiles													
JP-9	138	0,95	260	500		18 090	10 050	23	73	250	482		
JP-10	136	0,94				18 100	10 055	53	127	245	473		
RJ-4		0,93				18 140	10 075	71	160	329	624		
RJ-5		1,08				17 760	9 865	104	219	234	453		
RJ-6		1,02				17 700	9 830	61	142	232	450		

1. Tomado de AFAPL-TR-85-2057 agosto de 1985.
2. Valores calculados según $C_{st} = L_{25}/0,55$; C_{st} es concentración estequiométrica de combustible para la combustión completa.
3. Límites a 25°C (77°F) o superiores al punto de ignición.
4. Peso molecular = 78 a 70°F para vapor fraccionado.

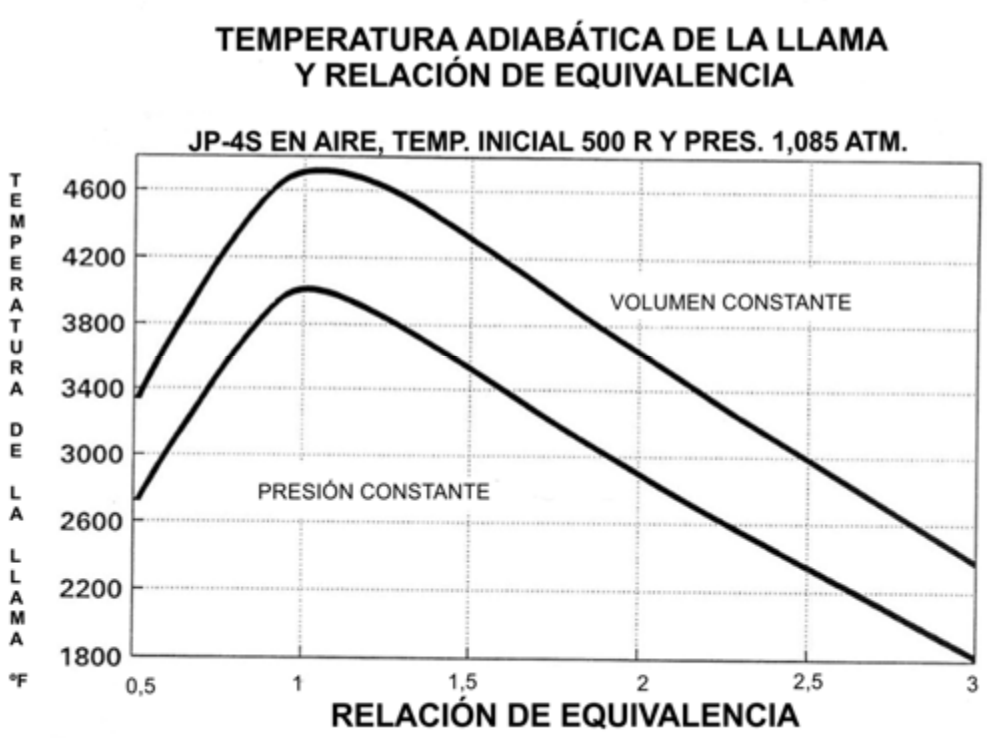


Figura III-11-1. Efectos de la envolvente de inflamabilidad

11.4.2 Cuando los procesos de quemado se efectúan en un tanque de combustible cerrado que contiene mezclas de vapores similares a los mencionados antes, la energía liberada se traduce en un aumento de temperatura a medida que se generan gases calientes. Si el tanque de combustible estuviera instrumentado, los transductores de presión registrarían los aumentos de presión siendo el máximo de entre 7 y 8 veces la presión inicial.

11.4.3 Cabe señalar que a medida que se eleva la altitud, la presión del aire disminuye y, por consiguiente, la presión de combustión máxima en altitud disminuiría en la misma proporción. Si el aumento de presión dentro del tanque excede la capacidad del tanque, el tanque fallaría. Esto es una explosión. La mayoría de los tanques de combustible de las aeronaves fallan a menos de 20 psia (libras por pulgada cuadrada absolutas), por consiguiente, una explosión dentro de un tanque de combustible tendría resultados catastróficos.

11.4.4 Todo el vapor del combustible se consumiría rápidamente en una explosión dejando muy pocos residuos, si los hubiera, de combustión incompleta. El interior de las superficies del tanque estaría limpio y el proceso de combustión rápida, en segundos, no decoloraría ni dañaría las superficies del tanque ni el cableado. Este es uno de los ejemplos de relación tiempo-temperatura. Cabe señalar que las fuerzas explosivas empujan las paredes del tanque, con lo que el modo de falla del tanque será en tracción. Los bordes de la superficie de fractura confirmarían esto. Los tanques de combustible pueden estar rodeados de estructuras ligeras y, aun cuando el tanque no “explote”, la estructura liviana puede separarse de la aeronave en este momento y no estar en el área del primer impacto.

11.5 INCENDIOS EN TIERRA

11.5.1 Un incendio en tierra es común en la mayoría de los accidentes de aeronaves y la fuente es el combustible. En la Tabla III-11-3 se presentan los contrastes entre un incendio en vuelo y un incendio en tierra. Los incendios en vuelo pueden alcanzar temperaturas de 2 500° a 3 000°F (1 370° a 1 650°C), dado que el combustible se mezcla con el elevado volumen de aire del exterior. En raras ocasiones, cuando hay una mezcla homogénea, son posibles temperaturas de hasta 3 500° F (1 930°C). Los incendios en tierra obedecen a un proceso de difusión de incendio, similar a una vela que arde donde el aire (oxígeno) debe ser incorporado en el fuego. Estos incendios en tierra tendrán mucho combustible produciendo nubes de humo negro o gris y mucho hollín. El hollín cubrirá casi todo el sitio del accidente. El hollín, que es combustible parcialmente quemado, no se adherirá a ninguna superficie que esté a una temperatura superior a 700°F (370°C) y esta es una de las relaciones tiempo-temperatura que pueden ayudar al investigador. Vientos fuertes localizados o un efecto de chimenea (introducir aire) pueden dar como resultado superficies quemadas limpias entre los restos que parecen estar fuera de lugar. Este conjunto ardiendo puede resultar en llamas con temperaturas de entre 1 200° a 1 800°F (650° a 980°C). Esta temperatura puede fundir el aluminio, pero no afecta a otros metales como el cobre. Obsérvese que a medida que el aluminio se funde, sobre la superficie se forma un óxido de color desvaído. Este óxido de aluminio se funde a una temperatura más elevada.

Tabla III-11-3. Comparación de daños típicos de incendios

Prueba	**En vuelo**	**En tierra**
Mecanismo de incendio	Premezcla combustible-aire	Llama controlada por difusión
Temperatura de llamas, ºF (ºC)	2 500 a 3 000 (1 370 a 1 650)	1 400 a 1 800 (760 a 980)
Altura de llamas	Varía	Dos veces el diámetro del conjunto
Forma de avanzar el fuego	Sigue la corriente de aire	Al azar
Aluminio fundido	Salpicaduras, sigue la corriente de aire	Gotas, siguiendo la gravedad
Hollín	Detrás del área en llamas	Al azar sobre superficies < 700ºF
Arañazos en superficies	Sobre hollín	Debajo de hollín
Superficies fracturadas	Limpias	Cubiertas de hollín
Piezas arrugadas	Quemadas/hollín	Hollín sobre superficies exteriores
Piezas fuera de la zona del impacto	Quemadas/hollín	Limpias

11.6 FUENTES DE IGNICIÓN

11.6.1 Las fuentes de ignición dentro de la aeronave normalmente son de naturaleza térmica o eléctrica. Sin embargo, si la carga no está correctamente identificada en los paquetes, también puede haber fuentes de ignición químicas asociadas con mercancías peligrosas (véase Anexo 18 y Doc 9284, *Instrucciones Técnicas para el transporte sin riesgos de mercancías peligrosas por vía aérea*).

Fuentes de ignición térmicas

11.6.2 Las fuentes de ignición térmicas preexistentes normalmente están asociadas con las superficies exteriores del motor, los sistemas de abducción de aire, los sistemas de escape de los motores o grupos auxiliares de energía (APU). El combustible o el aceite en contacto con estas superficies calientes pueden provocar un incendio. La evolución de los motores de reacción ha previsto la posibilidad de ignición de las superficies calientes en las cámaras de combustión. El recubrimiento y el diseño de los motores reducen las temperaturas de las superficies expuestas a menos de 700°F (370°C). Esta temperatura es importante. Aunque esta temperatura es superior a la AIT del combustible de 450°F (230°C), los datos de ensayos de barquilla de aeronave en laboratorio y a escala han demostrado que el combustible, en una corriente de aire que fluye, en contacto con una superficie de menos de 700°F (370°C) no entrará en ignición. Los compartimientos del motor están ventilados como parte del diseño de la barquilla. Sin embargo, las aeronaves privadas pequeñas han expuesto colectores de escape que pueden ser una fuente de ignición.

11.6.3 El sistema de sangrado de aire del motor transporta aire caliente a través de una serie de conductos aislados con controles y abrazaderas. Las conexiones o controles aislados con mantenimiento deficiente pueden dejar superficies expuestas con más de 450°F (230° C). Si el fluido está atrapado aquí, sin flujo de aire, entonces es posible que se produzca la autoignición del combustible. Una pérdida de aire sangrado del motor también podría incidir sobre tuercas B, haciendo que se aflojen y se pierda combustible. La fuerza de una pérdida de este aire puede erosionar el aislamiento de cables eléctricos, exponiendo los conductores.

11.6.4 Las bombas de combustible sobrecalentadas, el calor de cojinetes de carbono desgastados y el frotamiento de rotores, todos ellos han sido fuentes de ignición en las explosiones de tanques de combustible. Sin embargo, la ignición eléctrica no ha sido una fuente de ignición en los tanques de combustible.

Fuentes de ignición eléctrica

11.6.5 El envejecimiento de las flotas de todos los tipos de aeronaves hace que surja el riesgo de falla del cableado. Si se suman a esto las numerosas inspecciones, medidas de mantenimiento y modificaciones, habrá una posibilidad de que los cables eléctricos se descascarillen y dañen por fricción llevando a la formación del arco eléctrico y el comienzo de un incendio. El descascarillado es una de las causas principales de los incendios eléctricos. El investigador debe saber qué pasa cuando se rompe un cable eléctrico. Si no fluye corriente, la rotura es clara y presenta una fractura coniforme típica, con cierta estricción hacia abajo. Cuando fluye corriente, el arco eléctrico está a punto de producirse. El calor localizado hace que se formen gotas esféricas, o cuentas, en el extremo de los hilos de cable. El proceso del arco eléctrico también causa recristalización de los hilos de cable. Lo que antes era un hilo flexible, ahora es rígido. El descascarillado de la estructura de la aeronave causará picaduras y ennegrecimiento del área donde se produce el arco. Los análisis de laboratorio pueden confirmar la presencia de transferencia de metal (cobre). El voltaje producido por un arco eléctrico proporciona la fuente de calor para que se funda el cable. Un cortocircuito de 20 amp sobre un sistema de 28 V resulta en 560 vatios de potencia que se disipan cerca del arco eléctrico. Esto proporciona la energía para que arda el aislamiento y otros materiales. La mayoría de los escenarios de accidentes necesitan fallas dobles para que resulten en un incendio, pero un arco eléctrico puede proporcionar ambas cosas, la fuente de ignición y el combustible. Por ejemplo, en una línea hidráulica el arco eléctrico creará, por la picadura de corrosión, una bruma fina que el arco eléctrico encenderá.

11.6.6 El arco eléctrico puede ser AC o DC. El arco AC se considera el más grave, puesto que los interruptores de circuito de la aeronave pueden llevar una carga de corriente mucho más elevada por un período corto y la onda de seno de los arcos AC cada vez que se cruza el punto cero.

11.6.7 El fuego al exterior del haz de cables consume en primer lugar el aislamiento exterior, dejando limpio y brillante el hilo conductor que está dentro, salvo cuando el aislamiento se quema completamente. Los cables quemados debido al exceso de corriente se queman de adentro hacia afuera, y el hilo conductor puede estar oscuro y oxidado, quizá sin daño al revestimiento exterior.

11.6.8 El examen de cualquier ampolla de luz ayudará a determinar si la corriente eléctrica estaba en funcionamiento en un sistema particular en el momento del impacto. Si el filamento estaba caliente y, por consiguiente, era dúctil durante el impacto, se estirará y distorsionará considerablemente, pero no se romperá. Si el filamento estaba frío durante el impacto, se romperá pero no se distorsionará ni estirará con respecto a su forma tradicional. Si el vidrio estalló y el filamento está expuesto, reaccionará como se describió antes, pero se oxidará y perderá el color rápidamente.

11.7 DAÑO A LOS METALES POR EL FUEGO

11.7.1 La exposición al fuego resulta en la pérdida de resistencia para las aleaciones de metales. Por ejemplo, la aleación 7075 T6 pierde 10% de su resistencia después de 30 minutos a 400°F (205°C). Es necesario actuar con cuidado al evaluar la pérdida de resistencia como una función de la exposición al fuego. La exposición al fuego puede estar localizada y la masa del metal puede absorber el calor antes de que haya algún cambio en la pieza. Con respecto a toda cuestión sobre pérdida de resistencia se debería consultar con un laboratorio de metalurgia.

11.7.2 El acero inoxidable comienza a decolorar a una temperatura de 800º a 900°F (425º a 480°C), pasando del color canela a azul claro, a azul brillante, a negro. Cuando examine este metal, el investigador debería verificar ambos lados; el lado que tiene el color azul claro era el lado opuesto a la fuente de calor y el área calentada será aquella cuya circunferencia es menor.

11.7.3 La lectura de tiempo-temperatura de titanio es difícil, si no imposible. El titanio se decolora de color canela a azul claro, a azul oscuro, a gris a medida que aumenta la temperatura. Sin embargo, algunos cambios de color son posibles cuando se mantiene a una temperatura específica por un período determinado. La decoloración del titanio expuesto a 600°F (315°C) durante 260 minutos será la misma que la que resulta de la exposición a 1 000°F (540°C) durante 15 minutos. El titanio tiene gran afinidad con gases cuando es calentado y comenzará a formarse una cascarilla a unos 1 100°F (595° C). La profundidad de la cascarilla aumentará con el tiempo y la temperatura. En general, exhibe un color azulado a 1 100°F (595°C). A una temperatura de 1 200º a 1 500°F (650º a 815°C) aparece un tono gris y amarillento. A 1 620°F (880°C), aumentan las transformaciones de metal del estado alfa a beta y la rapidez de oxidación.

11.7.4 Los incendios de titanio (Ti) en vuelo normalmente están asociados con motores de turbina. Un motor, que funciona con presiones más elevadas, proporciona el oxígeno necesario para quemar los óxidos de titanio. El Ti fundido reacciona con oxígeno para formar un óxido ($Ti0_2$) que se estabiliza alrededor de los 5 600°F (3 095°C). La presión elevada crea el aire enriquecido de oxígeno que es necesario para mantener el fuego. Los incendios de titanio no ocurren a presiones atmosféricas. Un incendio de un motor de titanio consume la caja de titanio alveolada, pero la estructura grande, pesada, no resultará dañada. Se debe consultar al fabricante del motor respecto al historial del motor cuando se produzca tal incendio.

11.8 ESTRUCTURAS DE MATERIAL COMPUESTO

El uso de material compuesto en la fabricación de aeronaves está siendo cada vez más común. Los materiales compuestos consisten en capas de fibras ligadas con una resina termoendurecible. Las fibras se disponen en capas, en diversos ángulos para lograr la resistencia deseada. Hay combinaciones de fibra de vidrio-epoxi, carbono-epoxi y carbono-bismaleimida. Cuando está expuesta al fuego, la resina se consumirá. Las resinas de epoxi comienzan a descomponerse a unos 500ºF (260°C) y las nuevas resinas se descomponen a una temperatura más elevada. El material compuesto que "arde" será más aparente en los bordes de salida, donde las demás fibras estarán agitándose en la corriente de aire. La forma en que el fuego causa daños sobre los materiales compuestos quizá no sea inmediatamente aparente y examinar los paneles de las ventanas quizá sea lo único que se puede hacer. Esto se debe a que el hollín cubre completamente el lado superior de una obstrucción, como una costilla, dejando al mismo tiempo un espacio o vacío adyacente en el lado inferior. En un incendio en tierra, los paneles delgados de material compuesto pueden quemarse dejando la matriz atrás. Sin embargo, la presión del agua de la manguera de incendio puede despegar la matriz de las superficies verticales expuestas. Los materiales compuestos más espesos que se usan como estructuras principales no deberían resultar dañados en gran medida por un incendio en tierra. Es necesario tener cuidado al mover o manipular materiales compuestos, dado que pueden traer problemas de salud.

11.9 PANORAMA GENERAL – EVALUACIÓN DEL SITIO DEL ACCIDENTE

11.9.1 El investigador del incendio debe hacer una evaluación general del daño causado por el incendio posterior al impacto. Esto ayudará a descubrir si el incendio en tierra ha dañado las piezas de la parte de la aeronave que se sospecha que ha causado el incendio en vuelo.

11.9.2 El investigador debería esperar ver aluminio fundido amontonado sobre el suelo si ha habido un gran incendio. Los paneles de aluminio finos estarán fundidos. A los paneles de vidrio de las ventanillas les faltarán partes del centro, pero no presentarán bordes fundidos. Esto se debe a la tensión térmica del fuego. Algunos miembros transversales más espesos quizás estén intactos, pero se verán ablandados, flojos. Cabe señalar que la capacidad de los miembros más grandes respecto al calor resiste la fundición. Esta capacidad también crea una superficie caliente que puede tomar tiempo en enfriarse y, por consiguiente, quema algo del hollín de un incendio en tierra en el que las temperaturas de superficie son inferiores a 700°F (370°C). Las calcomanías quemadas pueden hacer que queden algunas formas poco usuales de quemaduras discontinuas.

11.9.3 Es importante preparar una observación general del patrón de los restos. Se deben buscar piezas que coinciden juntas. Es necesario evaluar el daño ocasionado por el fuego en ambas partes y en los bordes. Si el patrón del fuego va de una sección a la siguiente, entonces el daño puede haber ocurrido en vuelo. Si los bordes de roturas están limpios, la rotura se produjo en vuelo o a principios del impacto contra el suelo. El hollín uniforme dentro de las grietas sugiere una exposición al incendio en tierra posterior al impacto. Cabe observar que el daño ocasionado por el fuego en áreas plegadas estará protegido del incendio en tierra. Todo daño importante en el interior de las superficies protegidas puede indicar daño en vuelo. Considérese el daño exterior para confirmar esto. Se deben buscar piezas arrojadas lejos de la zona del impacto, puesto que todo daño ocasionado por el fuego probablemente ocurrió antes del impacto. Véase la Figura III-11-2.

EVIDENCIAS DE LA FORMA EN QUE SE DESARROLLÓ EL INCENDIO EN VUELO Y EN TIERRA

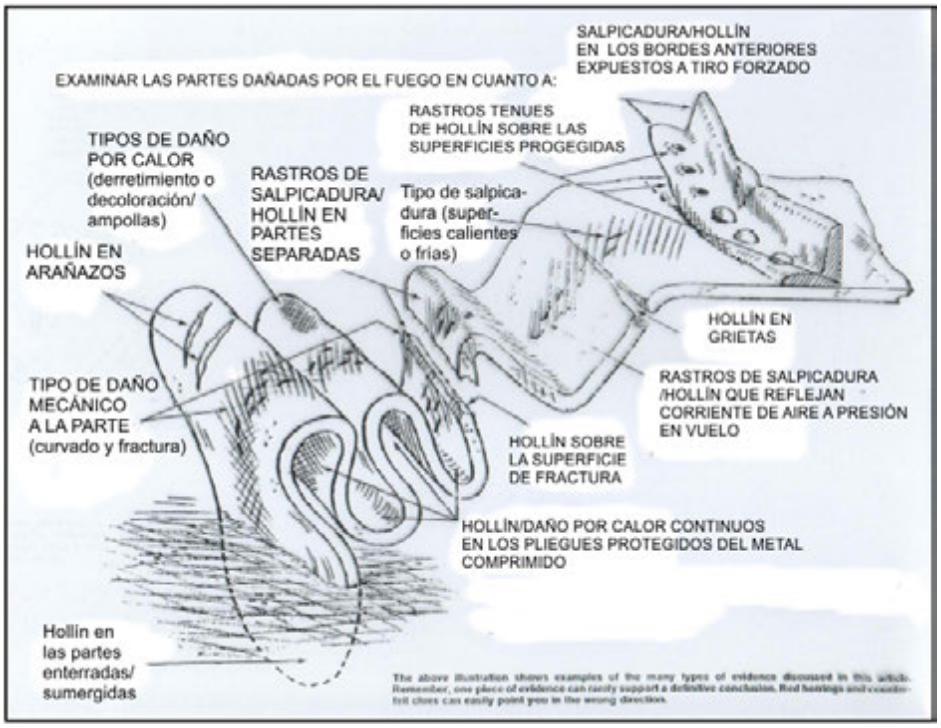


Figura III-11-2. Evaluación del daño del incendio sobre los restos

11.9.4 La pintura de la aeronave pasará a través de una serie de cambios de color, dependiendo de la temperatura a la que está expuesta. En las Tablas III-11-4 y III-11-5 se reflejan los efectos de la temperatura sobre la pintura epoxi e imprimación de zinc, respectivamente. La correlación con el daño térmico observado en el sitio del accidente puede ayudar a determinar cuándo sucedió.

Tabla III-11-4. Respuestas de la pintura epoxi al fuego

Temperatura, ºF (ºC)	Indicio
400 (205)	Ablandamiento
600 (315)	Decoloración
800 – 850 (425 – 455)	Ampollas
900 – 950 (480 – 510)	Eliminación de la pintura

Tabla III-11-5. Respuesta de la imprimación de zinc al fuego

Temperatura, ºF (ºC)	Indicio
450 (230)	Canela
500 (260)	Marrón
600 (315)	Marrón obscuro
700 (370)	Negro
800 – 850 (425 – 455)	Ampollas

11.9.5 Cabe señalar que la relación tiempo-temperatura no siempre es precisa, pero puede ayudar a concentrar el esfuerzo en la investigación. Una exposición a temperatura elevada durante unos pocos minutos puede dejar una apariencia bastante similar a la exposición a una temperatura menor durante un período más largo. Puede ser necesario un análisis de laboratorio. La Tabla III-11-6 puede ayudar a correlacionar la intensidad del fuego observada.

Tabla III-11-6. Intensidad del color del fuego

Color	Temperatura, ºF (ºC)
Rojo pálido	930 – 1020 (500 – 550)
Rojo	1 020 – 1200 (550 – 650)
Anaranjado	1 200 – 1380 (650 – 750)
Amarillo anaranjado	1 380 – 1 560 (750 – 850)
Amarillo	1 560 – 1 830 (850 – 1 000)
Blanco amarillento	1 830 – 2 190 (1 000 – 1 200)

11.9.6 Una vez realizada una evaluación inicial del lugar del accidente, se deberían comparar las fotos disponibles con lo que se ha observado. Si fuera necesario, el investigador debería hacer arreglos para que se tomen fotos adicionales.

11.9.7 Es muy conveniente mirar una aeronave “hermana” para conocer la forma normal en que los fluidos y el polvo quedan en el exterior e interior de la aeronave. El investigador debería mirar los lugares en que pueden acumularse residuos hidráulicos; en esos lugares podría acumularse hollín. En vuelo, la forma del flujo debería ser particular en la cola, las alas y la parte inferior del fuselaje. Los remaches o zonas sobresalientes en dirección hacia abajo crearán una zona de baja presión y llevarán a una cola en la forma en que ha quedado el hollín. Se debería buscar esta prueba en el lugar del accidente.

11.9.8 Cuando el investigador concentra su atención sobre un sistema determinado, se debería consultar a un especialista de mantenimiento para ayudar a identificar los componentes de que se trata en el lugar del accidente. Cabe señalar que toda la tubería del lado de abastecimiento hidráulico es de acero inoxidable o titanio y que no estará dañada por el fuego. Las líneas de retorno de baja presión pueden ser de aluminio, al igual que toda la tubería de las aeronaves pequeñas de la aviación general. Si los conductos de aluminio contienen fluido, el daño causado por el fuego puede ser limitado. Los conductos vacíos, debido al agotamiento de los sistemas, fallarán en menos de cinco minutos de exposición al fuego.

11.9.9 Si hubo un incendio en vuelo de cualquier duración, debería haber un daño importante alrededor del lugar en cuestión. El aluminio se fundirá y pequeñas gotas salpicarán y se adherirán a superficies de metal más frías hacia adelante del fuego. Los efectos comunes de las estructuras de aluminio sometidas a la acción del fuego en vuelo es la apariencia de “paja de escoba” o “plumas”: el metal caliente sometido a impacto comienza a separarse creando hebras finas/estratificaciones de aluminio. Esta es otra indicación positiva de incendio en vuelo.

11.9.10 Al buscar pruebas de un incendio en vuelo no se debería pasar por alto ninguna pieza en la trayectoria de vuelo, desde su origen, que pudiera haber quedado enterrada en el cráter del impacto. Estas piezas deberían estar libres de todo daño causado por un incendio en tierra.

11.9.11 A la investigación en el lugar del accidente debería seguir la reconstrucción de la aeronave en un hangar. La reconstrucción consistirá desde extender las piezas en el piso del hangar en una distribución ampliada de la aeronave hasta la reconstrucción sobre un armazón, como en el caso del accidente del vuelo 800 del TWA. Aquí el investigador deberá reunir las piezas que se sospecha fueron causa del accidente. El investigador debe estar preparado para iniciar esta fase sin saber dónde se originó el incendio o cuál fue exactamente la fuente de ignición. La información sobre la reconstrucción de los restos figura en el Capítulo 8.

11.9.12 Después de la reconstrucción de la aeronave, el investigador debería buscar las características detectables en la dirección del flujo de aire en vuelo. Si no hay continuidad de características en las fallas, las características observadas se formaron después que se desintegró la aeronave.

11.9.13 Un incendio en el interior de la cabina se desarrollará lentamente y las transcripciones de las comunicaciones entre la torre y la tripulación de vuelo deberían dirigir al investigador hacia el origen del fuego. Los datos del registrador de vuelo indicarán la secuencia del suceso y de estas fallas. Se deberían considerar el arco eléctrico o la sobrecarga de circuitos como origen de la ignición. Sin embargo, el incendio en la bodega quizá no dirija al investigador hacia ninguna fuente. En este caso, los artículos transportados que pudieran generar calor, tener una reacción química o una composición ácida, deberían encontrarse en el manifiesto de carga o en los documentos de embarque así como en la información sobre los restos.

11.9.14 A fin de permitir una evaluación respecto a la temperatura que alcanzaron los cientos de piezas de aeronaves dañadas por el calor durante la investigación del vuelo 111 de Swissair, en un entorno de laboratorio controlado se prepararon varias plantillas de muestras de referencia. Las muestras consistían en materiales representativos de la aeronave MD-11 pintados de conformidad con las especificaciones originales del fabricante. Se calentó cada muestra a una temperatura fija por un período determinado. Estas muestras se reprodujeron en incrementos de 50°F para temperaturas que variaban de 300°F a 1 100°F (150°C a 590°C), y para períodos de exposición de 10, 20 y 30 minutos. Cada muestra estaba caracterizada por una decoloración de la pintura que indicaba la temperatura de estufado y la duración de la exposición. También se determinó el efecto de inmersión en agua de mar de las muestras calentadas; en la mayoría de los casos el efecto de las temperaturas sobre la decoloración era insignificante. Cientos de secciones de estructura de la aeronave y de los conductos de aire acondicionado presentaban indicaciones de daño por calor. Las secciones recobradas se compararon con las muestras de temperatura construidas de materiales idénticos para determinar la temperatura aproximada y la duración de la exposición. Esta información se usó para establecer las modalidades de calor y distribución de temperatura en el entretecho de la aeronave dañado por el fuego.

11.10 SUGERENCIAS PARA INVESTIGAR LA FORMA EN QUE SE DESARROLLA UN INCENDIO

11.10.1 Un método para determinar si una pieza ha sido objeto de incendio en tierra es observar el lugar de la pieza con relación al área aparente del incendio en tierra. Las piezas o gotas de metal fundido pueden haberse producido en vuelo y encontrarse a lo largo de la trayectoria de vuelo. Otras piezas pueden haber sido arrojadas completamente fuera del área del incendio por el impacto o una explosión. Aun piezas encontradas dentro del área del incendio en tierra pueden no presentar daños del incendio. A menudo, las piezas están enterradas bajo una capa de polvo, tanto en el punto de impacto inicial como en el punto en que quedó. Algunas veces, la escena del accidente puede ser solo un agujero en el suelo y los restos deben desenterrarse, como es el caso en que el incendio en tierra es muy pequeño, salvo la explosión inicial, y las piezas quedan protegidas del incendio en tierra por el polvo que las cubre. Si el lugar del accidente es un pantano o agua, las piezas pueden estar ocultas. Después de las operaciones de extinción del incendio, las partes pueden estar cubiertas de espuma o polvo químico seco o pueden estar sumergidas debajo del nivel de combustible no quemado.

11.10.2 Las formas que adopta el hollín son resultado de su desplazamiento en la corriente del aire hasta que golpea un objeto al cual se adhiere por los aceites no quemados que contiene y por la atracción electroestática. Un punto que es necesario recordar es que el hollín no se adherirá a superficies que están a una temperatura superior a unos 370°C (700°F). Por consiguiente, las áreas que denotan fuego de mayor intensidad quizá contengan poco o ningún hollín.

11.10.3 Hay varios libros excelentes que un investigador de incendios debería tener a mano cuando se trata de incendios de aeronaves; estos libros son:

— “Aircraft Mishap Fire Pattern Investigations”, AFWAL-TR-85-2057, Kutcha y Clodfelter

— “Aircraft Mishap Investigation Handbook for Electronic Hardware”, WL-TR-4004, Donald Galler, etc.

— “Guide for Fire and Explosion Investigations”, NFPA 921.

— — — — — — — —

Apéndice del Capítulo 11

Términos de inflamabilidad comunes

Difusión. Tendencia de un gas o vapor a dispersarse en otro gas o vapor o a mezclarse con el mismo.

Estratificación. Distribución no uniforme de vapores en un recipiente cerrado o parcialmente cerrado. El peso molecular (químico) de los vapores, más pesados que el aire, tiende a hacer que los vapores se depositen. A cierta distancia por encima de la superficie el líquido será inflamable toda vez que la temperatura del fluido sea más elevada que la del punto de ignición.

Límite de inflamabilidad (UFL). Concentración de vapor máxima en la que se producirá la propagación de llamas. La propagación de llamas no ocurrirá en una mezcla con una concentración mayor.

Límite de inflamabilidad inferior (LFL) o (LEL). Concentración mínima de vapor en la que puede ocurrir propagación de llamas. La propagación de llamas no ocurrirá en una mezcla inferior a esta concentración.

Mezcla estequiométrica. Mezcla ideal de combustible y aire en la que la relación de combustible y aire es tal que todo el combustible arderá, liberando así mayor energía.

Propagación de llamas. El hecho de extenderse una llama a través de la superficie de una mezcla inflamable de vapor y aire a partir de una sola fuente de ignición.

Punto de ignición. Temperatura mínima del fluido en que existen vapores suficientes para formar una mezcla inflamable con aire cerca de la superficie del líquido.

Régimen de regresión. Régimen de ignición vertical, como una función del tiempo que arde cierto volumen de líquido. Es útil para determinar durante cuánto tiempo puede arder un charco de líquido inflamable (incendio de charco). El régimen de regresión de los combustibles para reactores es de 0,3 a 0,4 pulgadas por minuto.

Temperatura de autoignición. Temperatura a la que un gas o una mezcla de vapor y aire inflamable se encenderá con su propia fuente de calor o en contacto con una superficie de calor sin necesidad de chispa o llama.

Volatibilidad. Tendencia o capacidad de un líquido para vaporizarse. La volatibilidad aumenta a medida que se calienta el líquido.

Capítulo 12

EXAMEN DEL SISTEMA MOTOPROPULSOR

12.1 GENERALIDADES

12.1.1 La investigación con respecto al sistema motopropulsor normalmente incluye el motor, los sistemas de combustible y lubricación, la hélice y su unidad de control, el conducto de salida del chorro, el inversor de empuje (cuando corresponda), la bancada del motor y, cuando el motor constituye una sola unidad, los sujetadores de la unidad a la estructura de la célula, mamparos cortafuegos y capó, caja de engranaje auxiliar, mando de velocidad constante, sistema antihielo del motor y la hélice, sistemas de detección y extinción de incendios del motor y los mandos del sistema motopropulsor.

12.1.2 Las fallas o el funcionamiento defectuoso del sistema motopropulsor a menudo son factores causales en los accidentes de aviación. Por este motivo es esencial hacer un examen detenido del sistema motopropulsor y de lios correspondientes componentes para determinar si fueron factores causales en el accidente que se investiga. También es necesario recoger cuidadosamente muestras de todos los fluidos de la aeronave y los sistemas y registrar las cantidades lo antes posible porque puede producirse la contaminación o una pérdida de las mismas. En la Sección 12.7 figura orientación al respecto.

12.1.3 En la mayoría de los casos, en el lugar del accidente no será posible desmontar total o parcialmente un motor alternativo ni uno de reacción; en realidad, dada la complejidad de los motores modernos, no es aconsejable hacerlo. Esto solo deberá intentarse en el caso de motores pequeños y simples, y únicamente cuando sea absolutamente necesario.

12.1.4 En el lugar del accidente solo se debería hacer un examen superficial, prestando atención particular a aquellos elementos de mando o de alimentación de combustible que conectan el motor a la célula. Se deberían tomar todas las fotografías que se juzgue oportuno, teniendo en cuenta que las de colores son útiles cuando se sospecha que han ocurrido pérdidas de aceite o incendio en vuelo. Las fotografías de las marcas de la hélice en el suelo y de los conductos de entrada y escape de los motores de reacción pueden proveer información sobresul funcionamiento al producirse el impacto contra el suelo. Esta información debe ser rápidamente documentada porque la información se puede contaminar u oscurecer fácilmente.

12.1.5 Dada la complejidad de los motores modernos, es de gran ayuda y, desde luego, necesario que el equipo de investigación cuente con algún representante competente del fabricante de los motores, preferentemente alguien que tenga experiencia en el procedimiento y las técnicas aplicables a los accidentes de aviación. Si esto no fuera posible, se debería contratar un técnico con experiencia considerable en mantenimiento/revisión general del motor en cuestión para ayudar en el examen del sistema motopropulsor.

12.1.6 Después de un estudio preliminar en el lugar del accidente, se deberían hacer los arreglos necesarios para transportar el sistema motopropulsor a algún lugar adecuadamente equipado para efectuar ensayos y un examen detallado o desmontaje. Si estuviera disponible, sería preferible una organización de mantenimiento autorizada para realizar tales ensayos y examen.

12.1.7 Antes de desmontar o quitar cualquier accesorio, considérese siempre si es posible probar el motor en un banco de pruebas. Dichas pruebas deberían hacerse con cuidado de no dañar más el motor o la célula y que no sea nocivo para el personal que participa en la prueba.

12.1.8 El investigador debe determinar, antes de sacar un motor de la escena del accidente y en la medida que los restos lo permitan, si el motor estaba funcionando. Además del examen mencionado antes, también es importante establecer que el motor está correctamente conectado con una fuente de combustible y lubricación y que las válvulas del combustible están correctamente ajustadas, los conductos y líneas están libres de obstrucción y que los tanques de combustible y aceite están limpios y sin obstrucción, no sólo los orificios de salida sino también los de entrada de aire. Se deberían examinar las conexiones del mando de gases para ver si están bien y también las de ignición (si se trata de un motor alternativo) desde los conmutadores hasta el distribuidor. Muchos accidentes se produjeron a raíz de que filtros sucios y obstruidos de combustible, hidráulicos o de aceite, habían causado una pérdida de potencia.

12.2 TURBINAS DE GAS

12.2.1 Los sistemas motopropulsores de turbinas de gas normalmente consisten en todo un sistema de propulsión, que incluye el motor (véase la Figura III-12-1), así como el sistema de barquillas y soporte. Todo el sistema puede incluir bombas, mandos, generadores, mamparos y sistemas de detección y extinción de incendios relacionados con la instalación del sistema motopropulsor.

12.2.2 El sistema de propulsión ha ido ganando fiabilidad así como complejidad con el desarrollo de grandes instalaciones de conductos turbofán. Debido a este aumento de fiabilidad ha disminuido la probabilidad de que este sistema sea un factor causal directo de accidentes. Sin embargo, el funcionamiento deficiente de este sistema puede coincidir con un error humano en la cadena del accidente. Por esta razón, es importante considerar toda anomalía en el sistema motopropulsor y la influencia que pudo haber tenido en la actuación de la tripulación en el accidente que es objeto de investigación. Aun cuando no haya conclusiones específicas respecto a un funcionamiento deficiente, el examen del sistema motopropulsor propiamente dicho a menudo es importante cuando se establecen los factores generales del impacto contra el suelo, tales como ángulo de balanceo y cabeceo.

12.2.3 En la mayoría de los casos, un investigador de accidente con conocimientos de turbina de gas podrá evaluar tanto la condición del sistema motopropulsor antes del impacto como las circunstancias de la orientación de la aeronave en un impacto con el suelo. Típicamente, esto se lleva a cabo en el lugar del suceso y siempre debería estar documentado como tal mediante pruebas fotográficas.

12.2.4 En caso de que hubiera pruebas de mal funcionamiento o anomalía en el sistema motopropulsor, se deberían hacer los arreglos necesarios para transportar los sistemas afectados, tal como están ensamblados, a una instalación apropiada para terminar de desmontarlos o desarmarlos a fin de establecer las causas. Es útil que los expertos con experiencia en investigar las causas de tales anomalías estén presentes cuando se llevan a cabo las operaciones para desmontar o desarmar el sistema.

Organización

12.2.5 Cuando se trata del sistema motopropulsor, los investigadores de accidentes verán que seguir los puntos de una lista de verificación en un accidente asegura una evaluación rápida y también una evaluación más diligente del sistema de propulsión. Las listas de verificación proporcionadas en este documento están dirigidas a llevar a los especialistas en sistemas motopropulsores a organizar sus actividades en el sitio del accidente y a proporcionar directrices para la investigación de áreas y escenarios específicos.

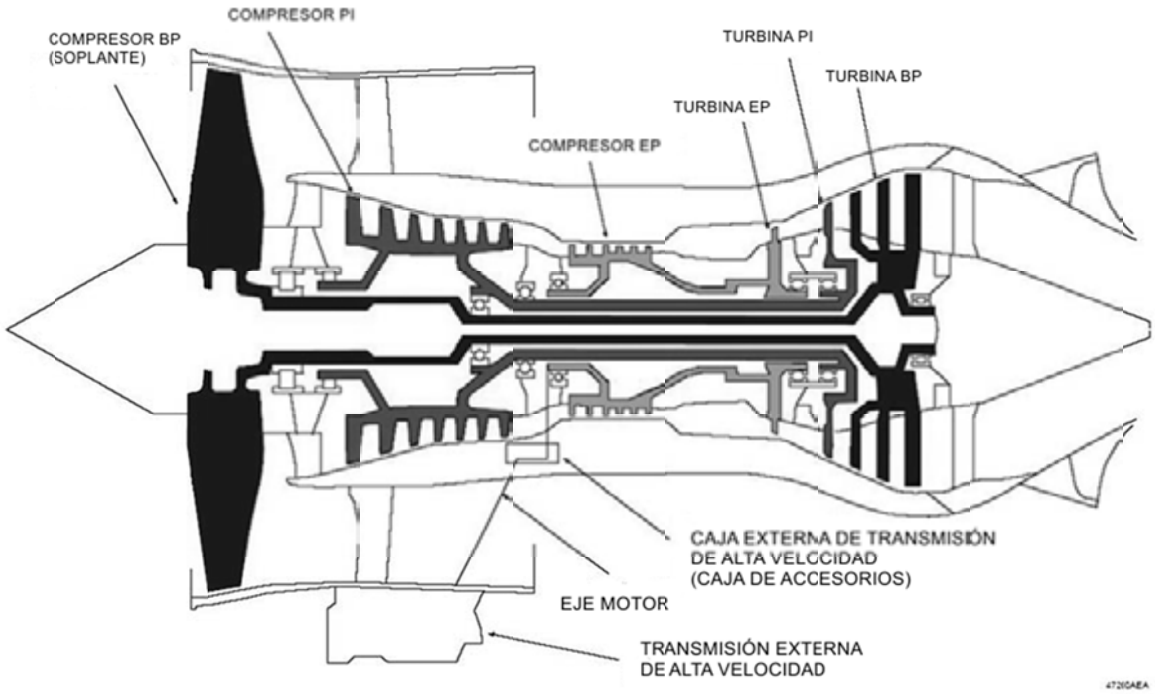


Figura III-12-1 Motor típico de aeronave de transporte

¿Qué hacer en el lugar del accidente?

12.2.6 Al llegar a la escena del accidente, si las condiciones lo permiten, el investigador debería localizar los sistemas motopropulsores y proceder a evaluar los posibles problemas, tales como incendio en vuelo, piezas del rotor no confinadas y la condición visible de las etapas de admisión y evacuación del motor. Los investigadores deberían usar evaluaciones normalizadas de pruebas de incendio (sea de incendios localizados en tierra o incendios propagables en vuelo). También deberían conocer los modelos de motores con relación a la posibilidad de fuentes de fluidos inflamables y deberían trabajar juntos con otros grupos de investigación a fin de comprobar si como consecuencia del incendio hay daños en las estructuras de la aeronave.

12.2.7 El examen de la posibilidad de piezas de rotor no confinadas es crítica porque pone de manifiesto una pérdida de potencia en vuelo y también una posible fuente de incendio o de daños a la aeronave, o ambas cosas. Esta parte del examen puede ser breve si no hay roturas en los revestimientos del motor, pero será mucho más detallada si se han roto por las cargas del impacto contra el suelo. En este último caso, que es común, el investigador puede confiar en la experiencia personal de exámenes realizados con respecto a sucesos anteriores en que habían ocurrido fallas del motor no contenidas. Esta experiencia la complementan la experiencia de la investigación de incidentes en servicio y la comparación con fotos históricas que puedan estar disponibles.

12.2.8 El examen de las etapas de admisión y evacuación del motor se hace en el lugar del accidente para evaluar la capacidad de potencia y la condición de los motores en el momento del impacto contra el suelo. Esta evaluación se examina constantemente y se actualiza a medida que se dispone de nueva información proveniente de la investigación misma y de la información proporcionada por otros grupos.

12.2.9 La razón de evaluar la capacidad de potencia de los motores es probar al principio si pudo haber ocurrido una pérdida de potencia inesperada. Después hay otras señales más sutiles que pueden indicar una desviación con respecto a la fase del vuelo o a las medidas previstas por la tripulación. Por ejemplo, si la investigación supone una condición de baja potencia como en una aproximación normal, sería importante confirmar esto examinando los motores.

12.2.10 El examen y evaluación de la potencia máxima considera tanto la prueba de cuál era la potencia en el momento del impacto contra el suelo, como una evaluación de si los motores eran capaces de desarrollar la potencia normal antes del impacto contra el suelo. Cabe esperar cierta dificultad debido al aplastamiento de las estructuras blandas de las barquillas contra el frente del motor que pueden oscurecer parcialmente partes de los álabes.

12.2.11 Si los álabes se han dañado por ingestión o una falla interna del motor, la evaluación puede ser obvia. Sin embargo, si tal daño no es evidente, en el examen se debe considerar si la estructura del cárter del motor se ha aplastado contra las etapas visibles del rotor y, si es así, qué daño produjo en los álabes. Los daños alrededor de toda la circunferencia del rotor confirma típicamente una condición de elevada potencia, mientras que el pandeo y ensanchamiento local de los álabes sugiere una condición de baja potencia.

12.2.12 Se debe tener cuidado cuando los motores se han separado de la aeronave durante el impacto contra el suelo, pues es probable que caigan. Si así fue, el aplastamiento del cárter del motor contra los rotores puede ocurrir en la parte frontal o trasera del motor, o en ambas, pero en diferente momento. Como las etapas anteriores y posteriores están conectadas por un eje común, el aplastamiento, primero contra las etapas anteriores a elevada potencia, puede dañar el rmotor de tal modo que el daño en las etapas posteriores de la turbina parezca haber ocurrido a baja potencia.

12.2.13 Aun cuando los motores no hayan contribuido en un accidente, otras conclusiones relacionadas con los motores pueden ayudar si se considera una recuperación violenta de la aeronave. En tal escenario, es posible que los motores, mientras operaban a la potencia normal pueden haber experimentado un cambio violento en el eje y al ocurrir esto, que se hayan producido cargas giroscópicas importantes sobre el diámetro de los rotores de la soplante. La prueba de este suceso puede verse en el examen de los álabes y el cárter del motor.

12.2.14 Finalmente, aunque se han sugerido exámenes clave que los investigadores pueden realizar o a menudo realizan en el lugar del accidente, es importante señalar que uno de los servicios más importantes que un experto proporciona es ver pruebas que parecen estar fuera de lugar o que no concuerdan con las expectativas y después verificar todas las conclusiones hasta que pueda resolverse el aspecto más simple de la investigación.

Dónde comenzar

12.2.15 Las listas de verificación que siguen detallan cuáles son las principales tareas del especialista en sistemas de motopropulsión en las primeras etapas. Cabe señalar que el examen del motor es parte del plan de investigación general, de modo que es necesaria la coordinación con los otros grupos de investigación. La primera tarea del investigador en el sitio del accidente es hacer un inventario de los componentes del sistema motopropulsor, como sigue.

Conocimiento básico

— Con qué fuerza motriz total se contaba
— Qué fuerza motriz total se producía
— Qué funcionamientos defectuosos ocurrieron
— Cuáles fueron las indicaciones para la tripulación

Plan de investigación general

a) Inventario de componentes
b) Registros de mantenimiento y material
c) Fotografía
   — Como se encontró
   — Desmontaje
d) Examen en el terreno
e) Recuperación
f) Separación de las piezas en el laboratorio

Inventario de los componentes del sistema motopropulsor

— Admisión
— Barquilla (inclusive inversor cuando corresponda)
— Soplante
— Compresores
— Cámara de combustión
— Turbinas
— Escape
— Externos

Hasta donde ir

12.2.16 Se prevé que durante la investigación el especialista en sistemas de motopropulsión verificará los funcionamientos defectuosos siguiendo las listas precedentes. Una vez que se ha respondido a las preguntas de **conocimiento básico,** el investigador también debería ayudar a otros grupos, tales como el de Estructuras, en la evaluación de motores y al efecto del impacto contra el suelo en el eje de cabeceo y balanceo montado en la aeronave. Si se encontraron pruebas de mal funcionamiento del motor, entonces sería prudente organizar un plan de seguimiento para abarcar los elementos e) y f) como parte del **Plan de investigación general**. Si se piensa que el motor está en la cadena causal, entonces también es necesario considerar los factores posibles. Ejemplos de estos son:

No contenido en el motor

— ¿Había una fuente de fluido inflamable?
— ¿Había una fuente de ignición?
— ¿Hubo fuego?
— ¿Hubo daño colateral a otros sistemas?

Todo lo anterior debería estar documentado y con comentarios.

Incendio en vuelo únicamente

— ¿Qué era el material inflamable?
— ¿Cuál fue la fuente de ignición?
— ¿Era eficaz el sistema de extinción de incendios?

Todo lo anterior debería estar documentado y con comentarios.

Pérdida de potencia
— ¿Se trataba de varios motores?
— ¿Cuáles fueron las acciones de la tripulación?
— Si las acciones de la tripulación no fueron apropiadas, ¿qué instrucción recibió la tripulación?
Todo lo anterior debería estar documentado y con comentarios.

Daño externo

12.2.17 La primera inspección y la más obvia en el lugar del accidente es el daño visible y si este daño es compatible con el impacto o si existía antes del impacto contra el suelo.

12.2.18 Generalmente, el daño del impacto debería ser evidente para el investigador. El daño del impacto causará el aplastamiento hacia el interior del cárter del motor o el desprendimiento de accesorios, mientras que fallas tales como la falla catastrófica del compresor o la turbina pueden causar penetraciones externas, en las que partes del compresor o la turbina son lanzados desde el motor y penetran en la barquilla del motor o en la célula adyacente. Estas indicaciones son de carácter inicial o general y en esta etapa de la investigación no deberían extraerse conclusiones.

12.2.19 La comprensión y caracterización de las diferencias de los daños entre los sistemas motopropulsores de la aeronave es de interés inmediato para la investigación en general. Estas diferencias pueden asociarse con los factores causales del accidente, pero están típicamente asociadas con la actitud de cabeceo y balanceo de la aeronave cuando golpeó el suelo (véanse las Figuras III-12-2 y III-12-3).

Potencia en el impacto

12.2.20 Es importante saber si el motor estaba funcionando cuando chocó contra el suelo. Esto no es siempre fácil de evaluar y no hay manera simple ni rápida de hacerlo en el lugar del accidente.

12.2.21 El investigador debería estar preparado para llevar a cabo a principios de la investigación una evaluación inicial de la capacidad operacional del motor. Esta evaluación generalmente es de gran ayuda para otros miembros de la investigación general al enfocar sus actividades. Estas evaluaciones se hacen considerando las pruebas visibles en las etapas anteriores y posteriores del motor. Por consiguiente, si se han producido daños obvios a alta velocidad en las etapas anteriores o posteriores (conectadas por el mismo eje motor) hay una firme sugerencia de potencia en el impacto. Sin embargo, una conclusión de daño a baja velocidad en el impacto no es definitiva sin un examen más a fondo.

12.2.22 En algunos casos, es fácil determinar si los motores estaban o no funcionando en el momento del impacto. La Figura III-12-4 muestra un rotor de soplante que tenía un elevado grado de energía de rotación en el momento del impacto, mientras que la Figura III-12-5 representa un rotor de soplante que no funcionaba en el momento del impacto, pero que posiblemente rotaba en condiciones de molinete. La Figura III-12-6 representa un rotor de soplante que sufrió daño a elevada velocidad y el subsiguiente daño a baja velocidad en el impacto. Sin embargo, estas fotografías son ejemplos de condiciones bastante evidentes. En la mayoría de los casos, particularmente si no ha habido sobrevivientes en la tripulación de vuelo o indicaciones en los registradores de vuelo de que el motor funcionaba, se deben tener en cuenta varios factores y examinarlos antes de hacer una evaluación. Estas evaluaciones solo pueden ser aproximadas ya que no existe técnica cierta que permita determinar la potencia exacta en las rpm de un motor porque, ante la ausencia de un registrador de vuelo, hay que tener en consideración muchos factores variables y desconocidos. Por supuesto, hay ocasiones en que el cárter del motor no está dañado de modo que el investigador no puede basar su evaluación en álabes deformados o en el frotamiento de compresores. Por consiguiente, la falta de daños visibles producidos por rotación no es prueba inmediata de baja potencia. Las circunstancias del impacto, las acciones del piloto, el reglaje de las válvulas de purga, las posiciones relativas de los álabes, la velocidad en el momento del impacto, la naturaleza del terreno del impacto o del agua, todo esto se debe considerar.

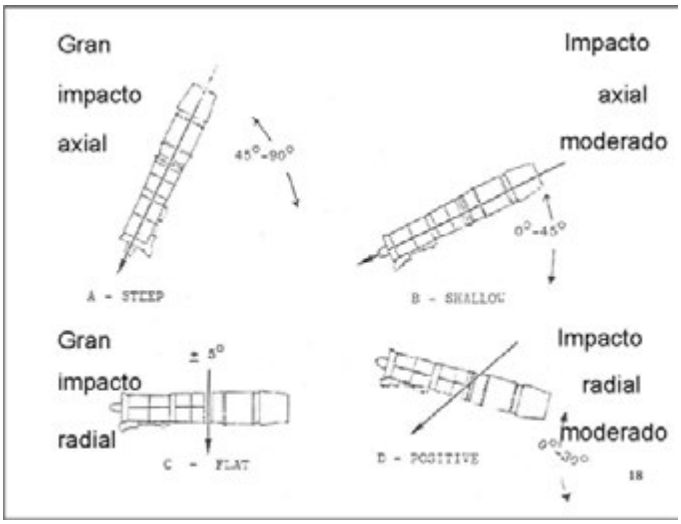


Figura III-12-2. Efectos del ángulo de impacto

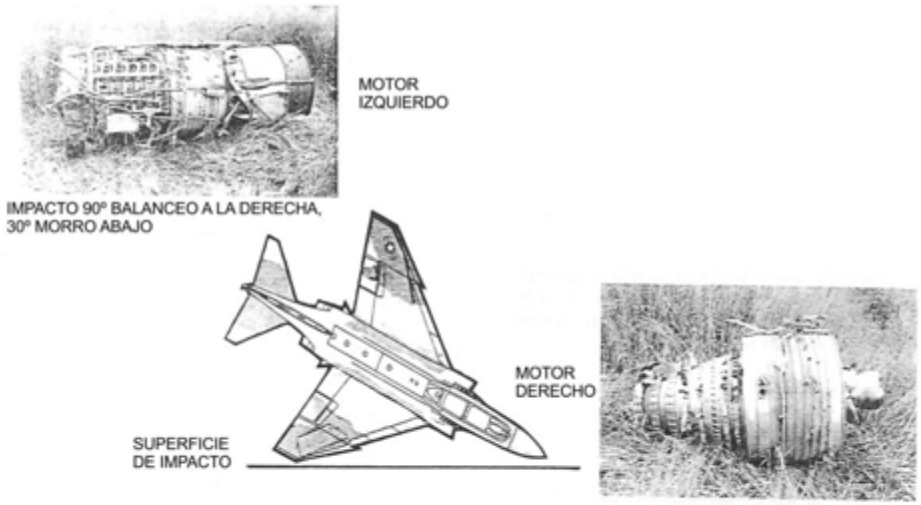


Figura III-12-3. Efectos del ángulo de balanceo



Figura III-12-4. Daño a gran velocidad

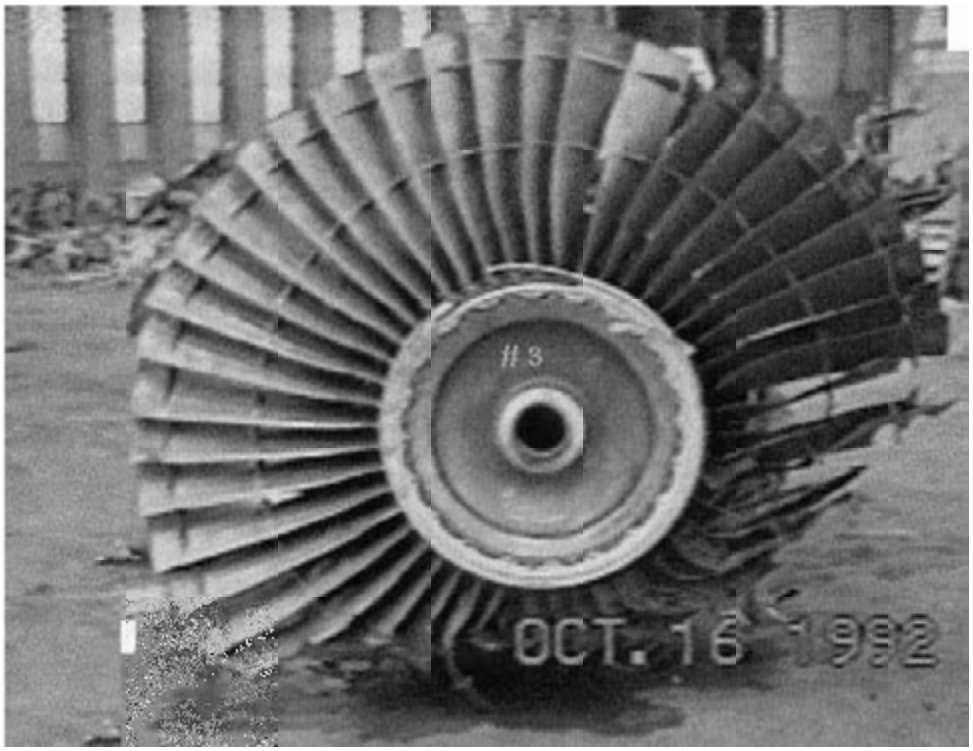


Figura III-12-5. Daño a baja velocidad



Figura III-12-6. Impacto a baja velocidad añadido a daño a gran velocidad

12.2.23 Como se dijo antes, es importante considerar también las causas de la diferencia en los daños entre las etapas anteriores y posteriores de un motor. En los casos en que los motores son arrojados fuera de la aeronave antes del impacto contra el suelo, el motor puede caer de manera que haga contacto con el suelo con la sección posterior de la turbina en vez de con la soplante. El contacto inicial a menudo resulta en el aplastamiento del cárter del motor contra los álabes internos del rotor haciendo que los rotores afectados queden agarrotados. Por consiguiente, cuando el otro extremo del rotor agarrotado en definitiva toma contacto con el suelo, los álabes del rotor ya estarán a muy baja velocidad.

12.2.24 El ejemplo anterior de las marcas del daño a alta y a baja velocidad no se aplicará necesariamente al impacto en el agua. En estas condiciones, pueden aplicarse importantes fuerzas hidráulicas uniformes en las etapas anteriores de un motor. La importancia de estas fuerzas hidráulicas debe tenerse en cuenta juntamente con la posible velocidad de rotación del motor. Si la velocidad de rotación del motor es elevada, los álabes tratarán de bombear el agua con lo que fuerzas de flexión importantes contra la rotación resultarán en la completa fractura de casi todos los álabes cerca de los sujetadores de sus bases. Este efecto final es similar a un impacto contra el suelo con rotación a gran velocidad.

12.2.25 En el caso de baja velocidad de rotación durante el impacto en el agua, en que el agua entra forzada por la admisión del motor, las fuerzas hidráulicas actuarán en la parte frontal de, los álabes forzándolos hacia atrás en una flexión relativamente simple. Esta flexión relativamente simple en realidad es una flexión perpendicular a la cuerda de una sección particular del álabe. Puesto que los álabes tienen una forma de diseño específica que incluyen cambios de torsión así comocambios importantes en la rigidez de la cuerda, la forma que resulta de la deformación hidráulica a menudo parecerá una flexión en forma de “Z” (véase la Figura III-12-7).

12.2.26 También se deben considerar las mismas fuerzas hidráulicas que actúan contra los cárters de los motores. Para la mayoría de los impactos frontales, la gran superficie frontal del cárter absorbe el impacto torciéndose y después desgarrándose. Lo más frecuente, es que la forma final del cárter dañado sea similar a un ocho retorcido (véase la Figura III-12-8).

12.2.27 Cabe señalar que las diferencias críticas en el daño a los álabes o el daño al cárter/admisión con respecto al descrito antes puede indicar un impacto con el agua que no es frontal o que el motor estaba considerablemente resguardado de la entrada de agua en su parte frontal (véase la Figura III-12-9).

12.2.28 En la evaluación de performance del motor en el impacto, el objetivo del especialista en sistemas de motopropulsión es calcular la potencia disponible. Sin embargo, la prueba más aparente es el daño producido por la rotación, que puede considerarse más o menos proporcional a la velocidad de rotación del motor en el momento del impacto. Un factor que a menudo hace que el daño de rotación sea una prueba que conduce a error es la relación entre la velocidad de rotación y el empuje. La relación entre estos dos parámetros no es lineal y la diferencia entre un porcentaje elevado de rpm del rotor entre marcha lenta en vuelo y potencia máxima es relativamente pequeña. En los motores modernos, el reglaje marcha lenta en vuelo (sin potencia) es de aproximadamente 60% de rpm, de modo que la energía de rotación es suficiente para causar un gran daño de rotación en el impacto aun cuando no haya potencia.

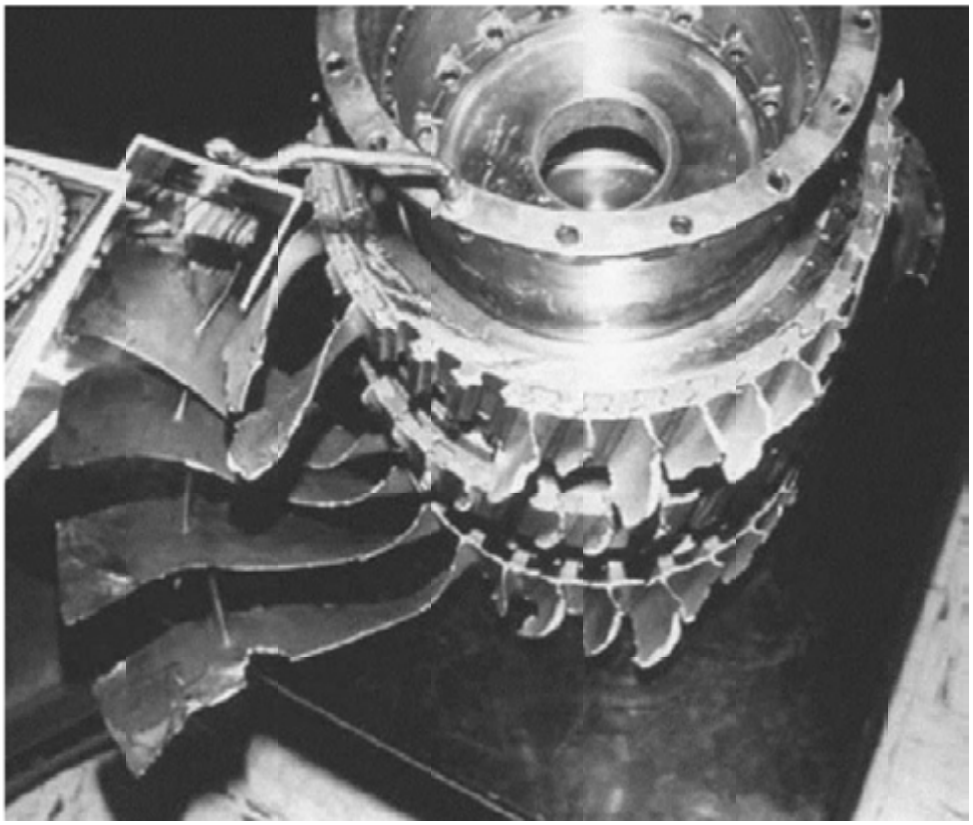


Figura III-12-7. Curva en forma de Z en los álabes de la etapa anterior añadida a un daño grave ocurrido a gran velocidad en vuelo (abolladura FOD)

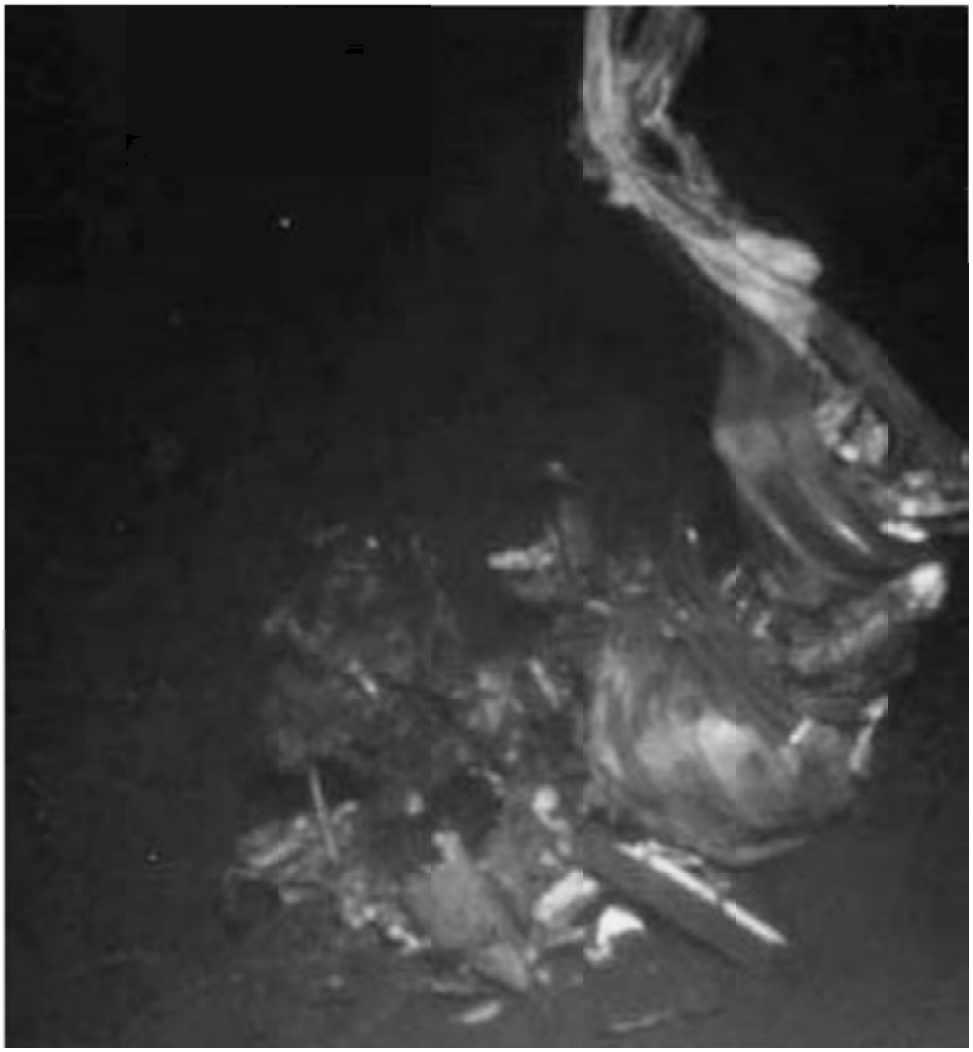


Figura III-12-8. Cárter anterior de un motor curvado en forma de 8 después de un impacto frontal en el agua. Las fuerzas hidráulicas quitaron el cárter del motor.

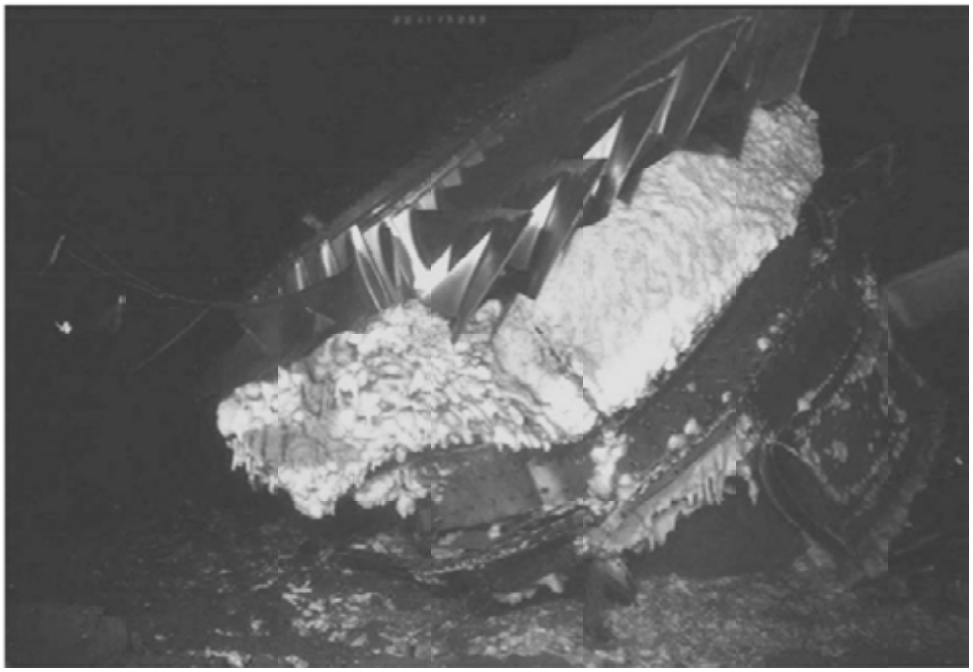


Figura III-12-9. Daño por impacto en el agua. No hubo ingestión frontal de agua en los álabes de la soplante, que funcionaba a muy baja velocidad

12.2.29 Hay otras técnicas que pueden ayudar al investigador a evaluar si el motor funcionaba en el momento del impacto.

a) Si el motor estaba funcionando en el momento del impacto, cierta cantidad de polvo o madera puede estar más profundo en el motor o el conducto de abducción de aire que en el caso de un motor que no funciona. Si la tierra está solidificada o la madera está quemada, la suposición razonable sería que el motor estaba funcionando cuando ocurrió el impacto. El flujo de aire dentro de un motor que gira enfriará las partes internas más bien rápidamente, de manera que las partículas ingeridas por un motor que se rompió en el impacto no aparecerá tan quemada.

b) El investigador debería recoger también toda información disponible mediante un análisis de los controles, los instrumentos y accesorios del motor que puedan dar una indicación de la condición del motor en el momento del impacto.

c) Los mandos de gases a menudo quedan desplazados por las fuerzas del impacto, pero las marcas de impacto sobre el pedestal pueden ayudar a determinar su posición de origen.

d) Los instrumentos electromecánicos en el puesto de pilotaje pueden dar idea sobre la performance del motor en el momento del impacto. Los sistemas motopropulsores modernos con mando de gases electrónico pueden incluir dispositivos de memoria no volátil en las computadoras de control del motor que preservan datos aun cuando no haya alimentación de energía.

e) Los álabes de guía variable de admisión y del estátor están controladas de acuerdo con el reglaje del motor y su posición debería estar documentada. El ángulo de los álabes puede reconstruirse directamente si hay marcas testigos sobre el cárter del motor o indirectamente mediante el análisis del actuador. La posición de la válvula de sangrado debería compararse con la programación de la válvula para calcular la condición del motor en el momento del impacto. Se deberían examinar las unidades para medir el combustible, dado que las marcas testigo de otros daños pueden revelar su posición en el momento del impacto. Se debería analizar el eje conductor accesorio fracturado a fin de determinar si la fractura fue causada por una falla del accesorio e hizo que se desconectara en el punto de corte de diseño o si el eje se cortó en el momento del impacto. Las bombas hidráulicas y de combustible, los mandos de velocidad constante, los generadores y todo otro accesorio con piezas giratorias presentarán daños de rotación, dependiendo de la potencia del motor en el momento del impacto.

f) Varios sistemas están estrechamente conectados con el motor y se debería verificar un escenario de falla tomando nota de los posibles efectos que podría tener sobre otros sistemas. La reconfiguración de los sistemas por la tripulación de vuelo de acuerdo con las listas de verificación para situaciones anormales o de emergencia puede sugerir qué tipo de falla estaban enfrentando.

Lista de verificación para velocidad alta o baja

— Superficies de álabes
  Alta velocidad si está rota en pequeños trozos
  Baja velocidad si está completa

— Ensanchamiento o curva de los álabes para un lado u otro
  Baja velocidad

— Curva en espiral en una dirección
  Alta velocidad

— Apariencia de explosión en los bordes
  Alta velocidad

Tipos de fallas del motor

12.2.30 El texto que sigue ilustra los elementos críticos que es necesario buscar en el lugar del accidente para determinar si ha ocurrido una falla del motor. La mayoría de las fallas son obvias y se deja para la etapa de desmontaje determinar los orígenes y razones de tales fallas. Las fotos que siguen ilustran algunos ejemplos de posibles fallas estructurales. Hay otros elementos estructurales que pueden ser una causa primaria, tal como la rotura de un eje o un cojinete, o de naturaleza completamente secundaria, tales como cargas de agarrotamiento del rotor que causan la distorsión de las estructuras de la caja o barquilla.

12.2.31 En casi todos los casos de falla del motor no relacionada con falta de combustible, hay relaciones de causa a efecto entre la causa inicial y el daño secundario. La migración de residuos internos tales como partículas sueltas hacia adelante, y en algunos casos hacia atrás, es común y los efectos del daño sobre las temperaturas de funcionamiento del motor también deben considerarse. Si el sistema de compresión está considerablemente afectado, entonces la eficiencia del motor y la temperatura de los gases de escape (EGT) también resultará afectada. La turbina de mayor velocidad es muy crítica para la presión de la cámara de combustión. Si esta turbina está considerablemente

afectada, entonces la llama puede ir hacia atrás fuera de la cámara de combustión y comenzar a fundir las etapas de baja velocidad de la turbina más adelante. Por otra parte, si el compresor de baja velocidad o la soplante están considerablemente afectados, la llama solo puede migrar hacia atrás de la turbina de alta velocidad y fundir los extremos de esas etapas.

12.2.32 Por consiguiente, si la prueba de exceso de temperatura puede encontrarse en las etapas de turbina, siempre deben mirarse también los compresores cuando se busca la causa inicial. Si la tripulación adopta medidas en seguida para cerrar el motor afectado, entonces la prueba de un exceso de temperatura no será obvia.

12.2.33 En algunos casos, el daño que se inicia en secciones de baja o alta presión de la turbina reduce la velocidad del correspondiente compresor, lo que resulta en un desencuentro de velocidades entre las secciones del compresor y, por consiguiente, inicia una pérdida/pulsación que pueden oír y ver los testigos (véase la Figura III-12-10). Una pérdida/pulsación también puede ocurrir si el daño se inicia en el compresor o en la soplante, puesto que el daño puede afectar la aerodinámica interna. Sin embargo, es importante distinguir los informes de los testigos respecto a llamas y/o estrépito proveniente de un motor, que pudo haber sido causado por una pérdida/pulsación debido a una recuperación de la aeronave, y respecto a distorsión de aire en los orificios de admisión del motor.

Fractura no contenida del disco del rotor

12.2.34 Una rotura no contenida del disco del rotor de un motor de gran turbina de gas es una de las fallas de energía más serias y potencialmente más catastrófica de todas las causadas por el sistema de propulsión. Es importante que se pueda distinguir del daño causado por impacto. Las figuras que siguen ilustran la prueba clásica de una falla del rotor no contenida.

12.2.35 La Figura III-12-11 ilustra fragmentos típicos no contenidos del disco del rotor de un compresor mientras que la Figura III-12-12 ilustra una abolladura típica y marcas de trayectoria de escape en las filas de álabes del estátor a cada lado de la posición del disco del rotor en el motor.

12.2.36 La Figura III-12-13 ilustra un caso típico de hendidura de penetración de fragmento no contenida. Puesto que los fragmentos sueltos al principio se mueven tangencialmente con respecto a los cárters más internos del motor, la hendidura resultante parecerá una rotura tangencial por presión con bordes arrugados a lo largo de la circunferencia.

12.2.37 Dado que el objetivo de la investigación supone evaluar todas las condiciones peligrosas para los pasajeros, es importante incluir también la documentación respecto a las trayectorias no contenidas de piezas que puedan afectar la cabina u otros sistemas de la aeronave. Esto a menudo se hace pasando cuerdas o cintas entre los agujeros de los cárters del motor y los correspondientes agujeros en otras piezas de la aeronave (véanse las Figuras III-12-14 y III-12-15).

Lista de verificación para rotura no contenida del rotor

— Cajas circundantes abultadas hacia afuera
— Agujeros largos tangenciales o hendiduras
— Abolladura a los lados de las filas de álabes del estátor
— Etapas faltantes
— Piezas internas del motor fuera del motor o a lo largo de la trayectoria de vuelo

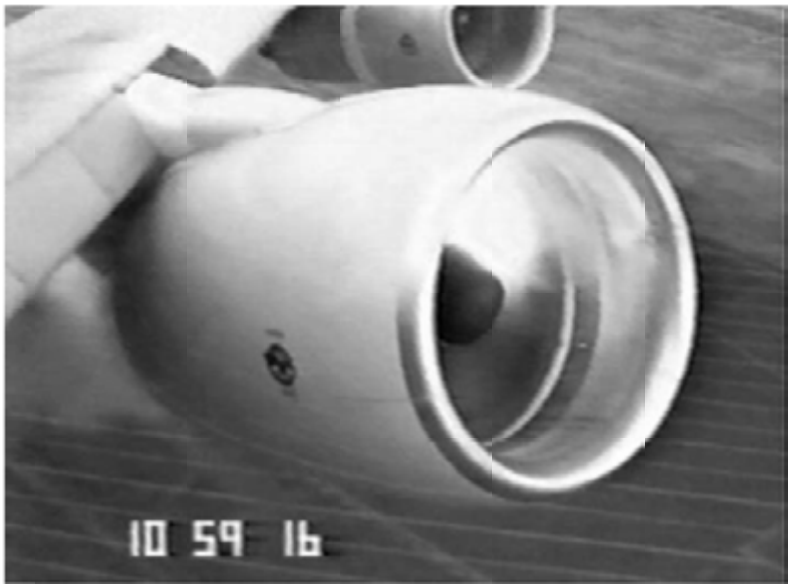


Figura III-12-10. Llama fuera de la admisión y el escape durante una pérdida/pulsación

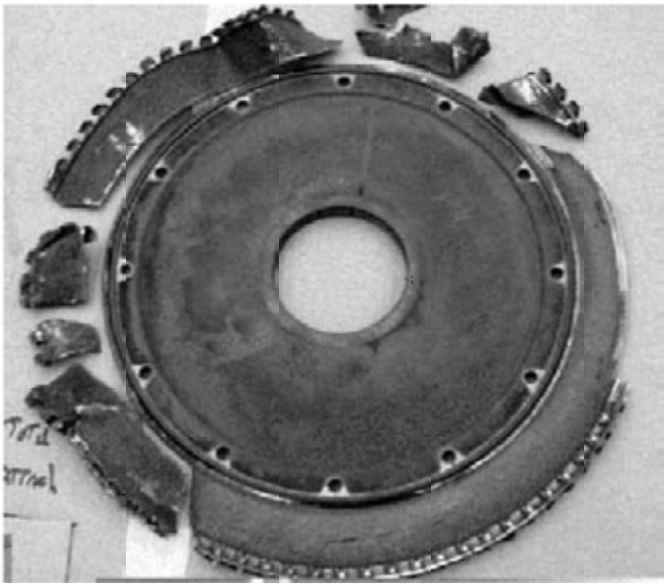


Figura III-12-11. Ejemplo de rotura de disco del rotor del compresor

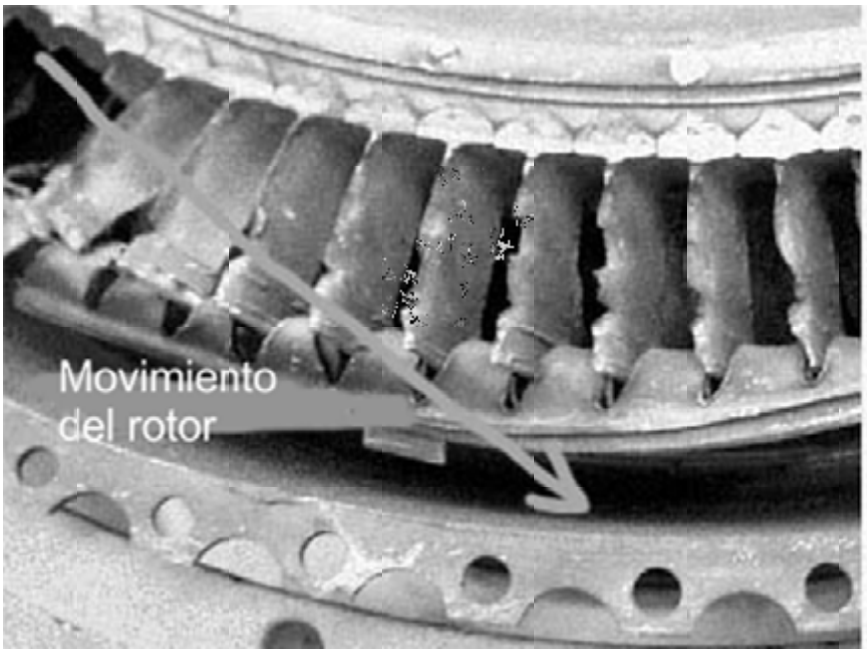


Figura III-12-12. Trayectoria de fragmentos de disco del rotor no contenidos



Figura III-12-13. Hendidura de penetración de rotura por presión

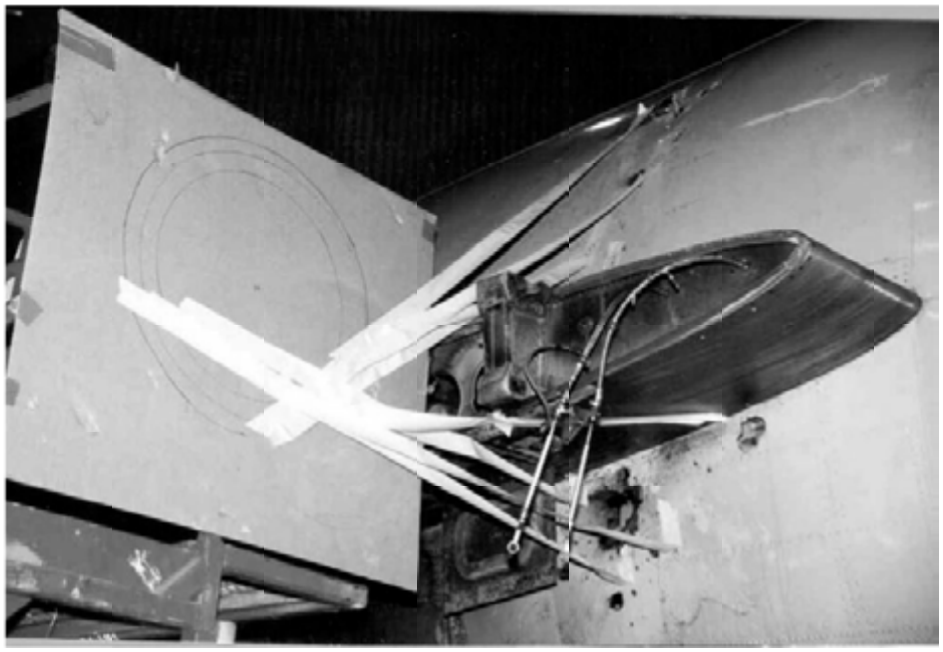


Figura III-12-14. Líneas de trayectoria de fragmentos no contenidos

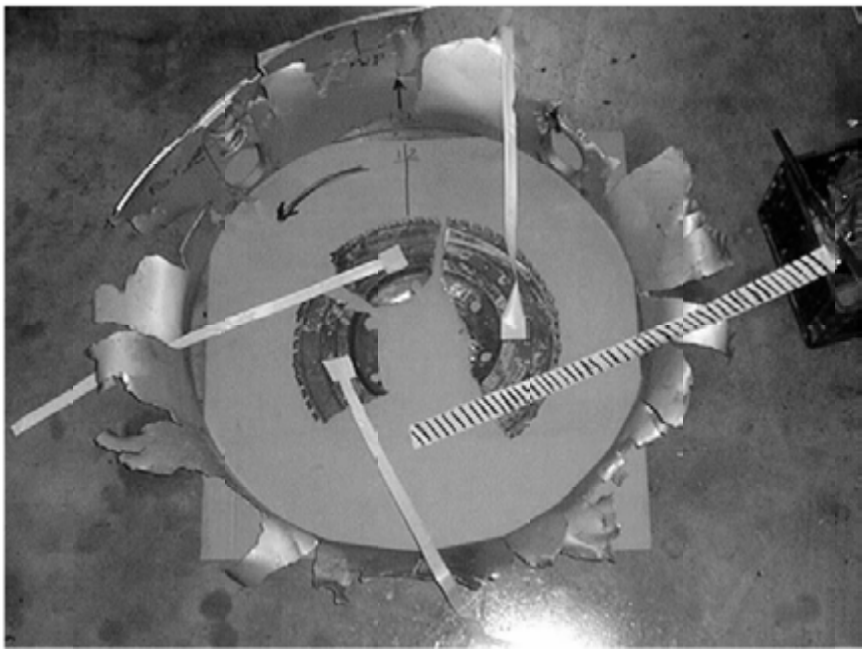


Figura III-12-15. Trayectorias de fragmentos de disco del rotor no contenidos

Ingestión operacional

12.2.38 Los daños por objetos extraños (FOD) debidos a la ingestión de pequeños objetos tales como guijarros, remaches o alambre de frenado es un inicio común en la sección del compresor.

12.2.39 A menudo, objetos pequeños pueden pasar a través de la soplante dejando pocas señales de daños. La soplante y la primera etapa del compresor pueden mostrar marcas claras del objeto ingerido, lo que puede ser una indicación del origen del FOD. El objeto también puede dejar trazas microscópicas sobre el área dañada y un análisis espectrográfico de las partículas puede determinar la composición del objeto.

12.2.40 Si los objetos ingeridos llegan al motor central, los objetos pueden pasar fácilmente a través de las etapas de baja presión del compresor sin causar mucho daño. Sin embargo, cuando las partículas tratan de entrar en la turbina de alta presión a menudo son golpeadas durante períodos largos en la etapa de entrada de este rotor, debido a su elevada velocidad. Las muescas y estrías que deja el FOD deberían tener poco efecto sobre el motor, salvo en los raros casos en que los extremos de los pequeños álabes en la parte trasera del compresor resultan gravemente dañados. Como se señaló antes, toda pérdida del flujo de aire en el extremo del compresor sobre una gran circunferencia resultará en un fuerte sobrecalentamiento de la turbina si el motor continúa funcionando. Sin embargo, si las muescas más pequeñas en los álabes no se detectan ni reparan durante numerosos ciclos de operación del motor probablemente lleguen a ser grietas por fatiga y despidan residuos grandes que causarán una falla del motor.

12.2.41 Entre las muchas fuentes de ingestión en una gran soplante capaz de causar FOD, las más notorias son las que probablemente afectan a muchos motores de las aeronaves. Estos objetos son aves, hielo y ceniza volcánica. Las primeras dos fuentes son probablemente el resultado de lo que se conoce como daños en cascada por objetos blandos a varios álabes consecutivos en el rotor de la soplante. Estos daños se producen cuando un objeto relativamente blando (incluido el hielo) se divide en segmentos debido al movimiento giratorio de los álabes de la soplante. El resultado es que quedan uno o más álabes consecutivos de un rotor con daños similares, arqueados, con púas y retorcidos. Es importante distinguir este daño del abollamiento al azar o estrías que resultan de piezas metálicas que pueden desprenderse de un solo álabe que ha sido dañado.

Ingestión de aves

12.2.42 Con cualquier fuente de ingestión múltiple en los motores de las aeronaves de transporte, es importante investigar también las fuentes de ingestión en el medio ambiente así como documentar su efecto sobre el motor. Como ejemplo, en caso de ingestión de aves en varios motores, la investigación debería considerar la documentación de todos los choques con aves en la proa de la aeronave (véanse las Figuras III-12-16 y III-12-17) así como las especies de aves, el tamaño de la bandada y los elementos ambientales presentes en un aeropuerto que atrajeron a las aves.

Los ejemplos de tales investigaciones pueden incluir:

a) especies de aves (peso y madurez);

b) hora del día;

c) actividad de las aves (alimentándose, descansando o en tránsito);

d) historial reciente en el aeropuerto, si es pertinente;

e) distribución de aves en la proa de la aeronave; y

f) distribución en la cara anterior del motor.

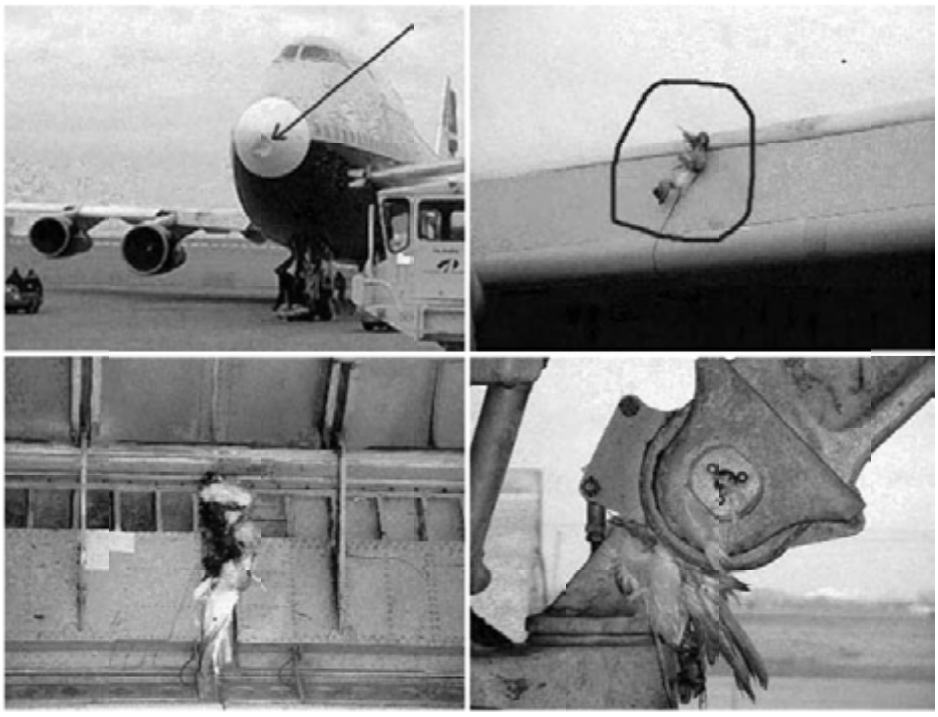


Figura III-12-16. Ejemplos de choques con aves en aeronaves

12.2.43 Una forma útil de confirmar los lugares de choque con múltiples aves sobre la aeronave y la cara anterior del motor sería el uso de una luz ultravioleta. Este proceso también puede usarse para otros animales y la fauna silvestre, tales como ciervos.

Lista de verificación para posible ingestión de aves

— Daño en cascada a álabes consecutivos
— Púas suaves/curvas/dientes/torceduras
— Manojo de plumón/plumas de pecho en hendiduras detrás de la soplante
— Plumas o manchas en los conductos del motor, inclusive de sangre
— Olor desacostumbrado en la descarga de la soplante
— Golpes en los bordes de ataque o en el tren de aterrizaje
— Ignorar rajaduras o estrías en los álabes

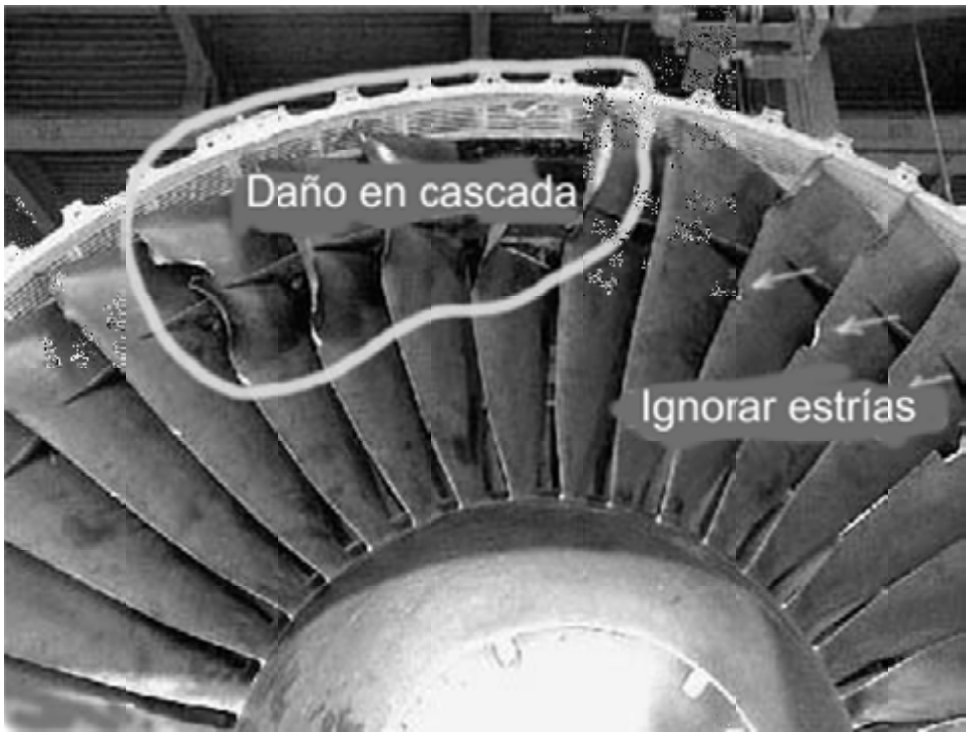


Figura III-12-17. Daño por ingestión de aves

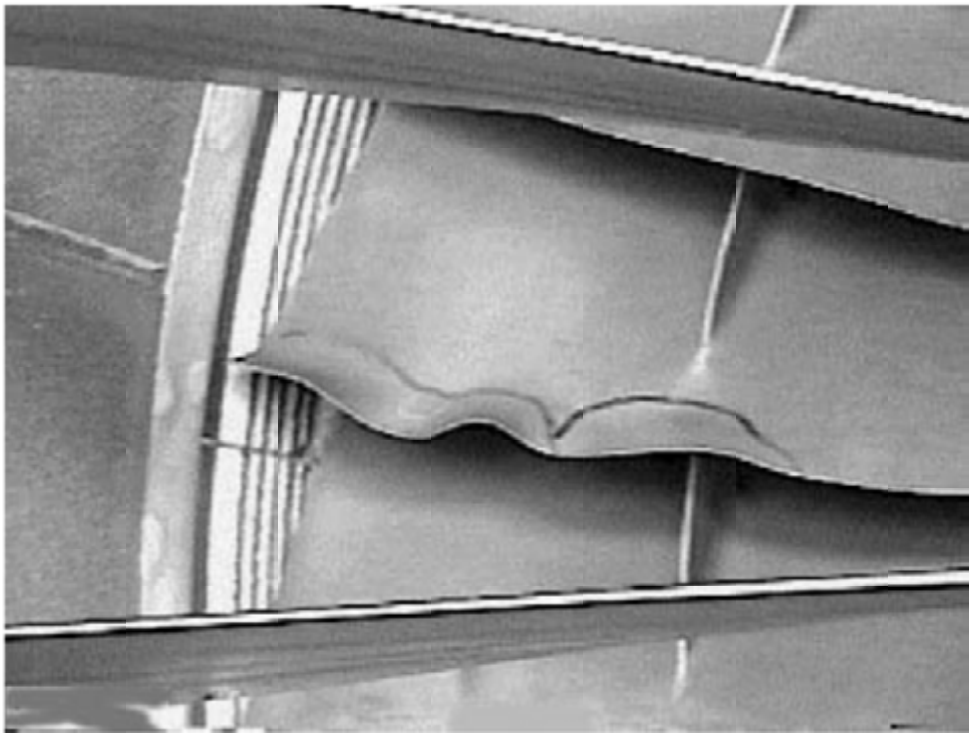


Figura III-12-18. Ondulación causada por ingestión de hielo

Ingestión de hielo (véanse las Figuras III-12-18 y III-12-19).

12.2.44 Con respecto a la posible ingestión de hielo, los investigadores deberían considerar todas las fuentes posibles, tales como:

a) hielo en el radomo;

b) hielo en el ala;

c) hielo en el fuselaje;

d) hielo en la admisión;

e) hielo en el cono de hélice;

f) engelamiento en álabe de la soplante;

g) engelamiento interno;

h) hielo en calle de rodaje/pista (incluye áreas adyacentes llanas); y

i) nieve fundente adherida al tren de aterrizaje.

Lista de verificación para posible ingestión de hielo

— Daño en cascada o al azar en álabes consecutivos
— Púas suaves/curvas/dientes/torceduras
— Ondulación en el borde de ataque de los álabes
— Ninguna señal de plumas/plumones de aves
— Ningún olor en la descarga de la soplante
— Posibles abolladuras sobre los bordes de ataque
— Ignorar rajaduras o estrías en los álabes

Ingestión de ceniza volcánica/polvo

12.2.45 La ingestión de pequeñas partículas relacionadas con ceniza volcánica o polvo es clásicamente diferente del daño que produce en las turbinas de gas de alta performance de hoy en día. Los efectos obvios de la erosión en los álabes que rotan no son, típicamente, una amenaza grave para la seguridad de los vuelos. Sin embargo, ocurren efectos más serios en el lugar más caliente del motor, es decir, los álabes de la tobera de admisión a la turbina. Esto se debe a que en los motores modernos en condiciones de crucero las temperaturas de admisión de la turbina muy probablemente desintegrarán las concentraciones de polvo, que ulteriormente se adherirán a los pasajes de aire estrechos relacionados con los álabes de guía de la tobera. Todo cambio en el flujo de aire en este punto crítico del motor muy probablemente afectará a la estabilidad del sistema motopropulsor para operar sin exceder los límites de temperatura o dejar de funcionar por sí mismo (véase la Figura III-12-20).



Figura III-12-19. Abolladura en tratamiento acústico debido a hielo desprendido del rotor de la soplante

Fallas de los sistemas de barquilla e inversor

12.2.46 Otras fallas del sistema motopropulsor pueden incluir las de los sistemas de barquilla e inversor. Las fallas del sistema de barquilla en su mayoría consisten en paneles de capó que se desprendieron de sus sujetadores, sea por fallas del motor no contenidas o por la falla primaria de no poner los cerrojos después del mantenimiento. En los nuevos modelos de aeronaves de transporte la relación entre la barquilla y el motor es compleja y trazar las relaciones de causa a efecto que encierra esta interacción típicamente requiere conocimientos de diseño/instalación. Por ejemplo, muchos de los grandes motores de hoy en día con índice de derivación elevado dependen del grado en que la barquilla comparte cargas para reaccionar contra cargas de flexión y/o agarrotamiento del motor. Por consiguiente, si ocurriera una falla catastrófica del motor, puede esperarse un elevado grado de daño de la barquilla más allá de lo atribuible a agujeros dejados por partículas que no están ahí.

12.2.47 Otras fallas primarias de los sistemas de barquilla pueden incluir el sistema inversor. El investigador debería reconstruir la posición de los dispositivos inversores en el impacto analizando el sistema de accionamiento y el daño del impacto cerca del inversor. En particular, si una parte normalmente protegida por paneles del inversor está dañada y el correspondiente panel no lo está, esto sugiere que el inversor quedó activado con el impacto.

12.2.48 La complejidad del sistema inversor es casi tanta como la de los sistemas digitalizados del motor para control del combustible. Algunos puntos críticos para considerar son:

Interacción de los sistemas

Para todas las líneas de emergencia que incluyen redundancias o barreras, determinar:

— si había fallas latentes; y

— si una falla de defensa también causó otra falla (dependencia).

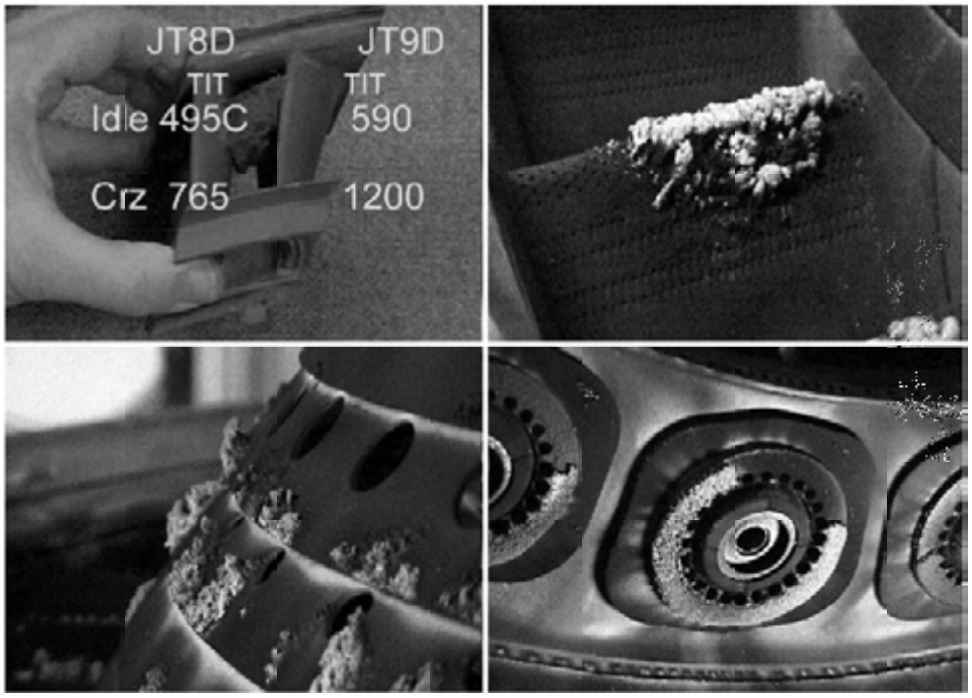


Figura III-12-20. Ceniza volcánica desintegrada y adhiriéndose a piezas de secciones calientes

Otras fallas del motor

12.2.49 Las causas comunes adicionales incluyen fallas de álabes de turbina debido al desgaste por funcionamiento en condiciones de temperatura muy elevada. Las fallas de turbina más graves pueden ocurrir debido a fracturas de eje causadas por incendios de aceite internos o defectos de montaje (véase la Figura III-12-21).

Fracturas del eje primario

— Medida para confirmar la dilatación del disco del rotor
— Fracturas de álabe con longitud de circunferencia uniforme
— Posibilidad de fracturas del disco del rotor o de sellos por velocidad excesiva

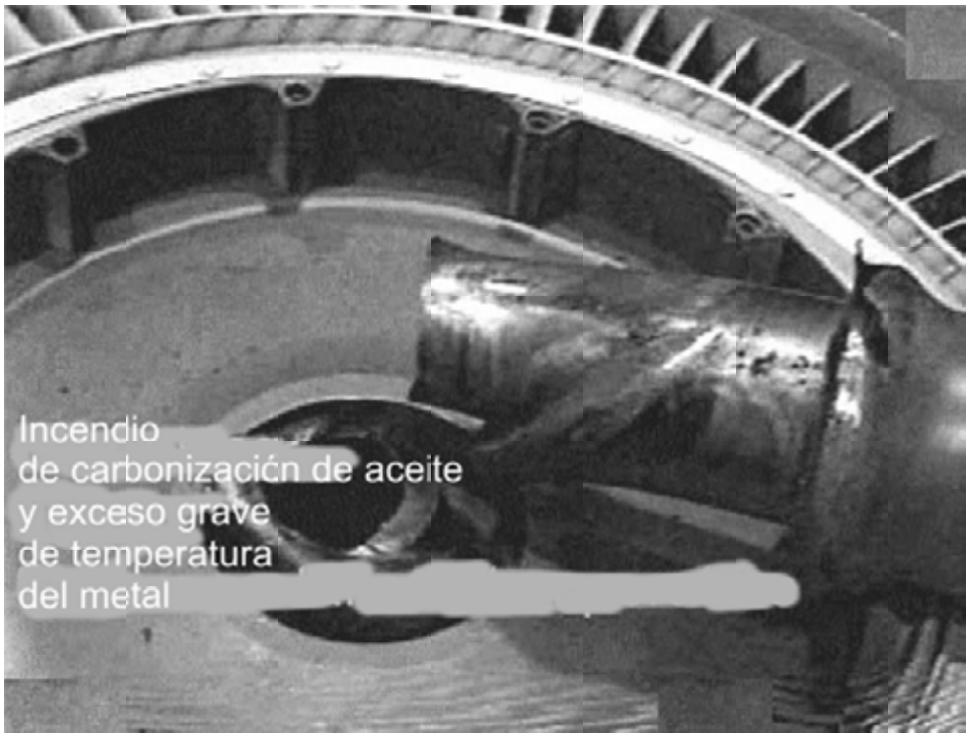


Figura III-12-21. Fractura del eje

Fracturas del eje secundario

— Ninguna dilatación apreciable del disco del rotor
— Numerosas fracturas de álabe no uniformes
— Señales de frotamiento fuerte entre ejes
— Posible fatiga para las superficies de apoyo
— Informes de vibración continua de la aeronave

12.2.50 Menos comunes pero mucho más graves son las fracturas del disco del rotor o las fracturas de caja por elevada presión entre el compresor y la turbina (véase la Figura III-12-22). Aún menos comunes en los accidentes son los problemas de aceite o carga, puesto que a menudo solo son cuestiones de discreción que requiere el cierre de un solo motor sin afectar la seguridad del vuelo.

12.2.51 Las fallas de accesorios del motor se están haciendo menos frecuentes en las cadenas de causas de accidentes. Ejemplos de fallas graves tales como fallas del reductor de velocidad de la hélice, la desactivación de las funciones de mando del motor, el suministro de combustible o aceite y, en casos aún más raros, del sistema de control de combustible. Si se sospecha de cualquiera de estos sistemas, se debería consultar con el fabricante.

Determinación del mal funcionamiento de turbinas de gas

12.2.52 Si bien la rotura catastrófica del motor es la prueba visual más obvia de una rotura previa al impacto, hay numerosos funcionamientos deficientes que pueden resultar en pérdida de potencia o síntomas que requieren que el piloto pare un motor. El fin de este documento no es cubrir todas las causas posibles del mal funcionamiento de los motores, sino más bien proporcionar ejemplos de señales de mal funcionamiento que pueden encontrarse en el lugar del accidente. Se recomienda firmemente que toda indicación de un funcionamiento deficiente de los motores encontrados en el lugar del accidente se confirme en lo que se refiere a las causas subyacentes llevando el motor a un lugar en que se disponga de herramientas adecuadas para desmontarlo completamente. Sin embargo, no siempre es necesario el desmontaje fuera del lugar del accidente, a menos que durante el examen en el lugar se hayan obtenido pruebas positivas de un mal funcionamiento del motor.

12.2.53 Con el término *funcionamiento deficiente* nos estamos refiriendo a cualquier combinación de síntomas inducidos por el motor que resultan en una pérdida de potencia o que probablemente exijan que la tripulación pare el motor (véase la Tabla III-12-1). Algunos síntomas, tales como pulsación/pérdida pueden ser solo temporarios y como tales no están comprendidos aquí como funcionamiento deficiente. Generalmente, los síntomas de mayor interés y sus causas son combinaciones de síntomas, por ejemplo, advertencia de incendio, pérdida de potencia, vibración/ruido/indicaciones anormales de la temperatura de los gases de escape (EGT), temperatura del aceite o presión del aceite. La causa más común de estos síntomas proviene de algún tipo de peligro en el paso de gases, generalmente asociado con los componentes rotativos.



Figura III-12-22. Fractura de caja por presión elevada

Tabla III-12-1. Síntomas de funcionamiento deficiente del motor[1]

	Separación de motor	Daño grave	Pulsación	Ingestión de aves/FOD	Agarrotamiento	Extinción	Problemas de control de combustible	Incendio	Incendios en escape	Arranque con exceso de temperatura	Engelamiento	Uso involuntario del inversor	Pérdida de combustible
Detonación	O	X	X	O	O						O		
Advertencia de incendio	O	O		O				X					
Llama visible	O	O	O	O				O	X	O			
Vibración		X	O	X	O						X	X	
Guiñada	O	O	O	O	O	O	O					X	
EGT elevada		X	X	O	O		X		O	X	O		
Cambio N1	X	X	O	O	X	X	X						X
Cambio N2	X	X	O	O	X	X	X						X
Cambio en flujo de combustible	X	O	O		O	X	O	O					X
Cambio en indicación de aceite	X	O	O		O	X		O					
Daño visible en el capó	X	X						O				X	
Humo/olor de sangrado de aire en la cabina		O		O	O								
Cambio en EPR	X	X	X	O	X	X	X						X

X = Síntoma muy probable O = Síntoma posible

Nota.— Las casillas en blanco indican que el síntoma no es probable.

12.2.54 Un daño preexistente quizá no genere síntomas para la tripulación. Ese sería el caso de muescas y desgarramiento en los álabes causados por la ingestión de pequeñas piedras o guijarros. Sin embargo, cualquier señal de aumento importante de espacio en los extremos en una etapa de compresor o rotor de turbina debería interpretarse como un daño importante que probablemente resulta de una combinación de síntomas que exigen acción de la tripulación. En las Figuras III-12-23 y III-12-24 se presentan ejemplos de tales daños.

1. Extracto de *Airplane Turbofan Engine Operation and Malfunctions – Basic Familiarization for Flight Crews,* Engine & Propeller Directorate, Federal Aviation Administration, 2000.



Figura III-12-23. Aumento de espacio en el extremo causado por frotamiento del extremo de la soplante



Figura III-12-24. Aumento de espacio en el extremo causado por sobrecalentamiento

12.2.55 También se reconoce que las señales de daños internos importantes quizá no sean siempre visibles en un examen externo superficial del motor en el lugar del accidente. En una inspección interna, es posible deducir que existe un daño interno grave obteniendo pruebas de lo siguiente:

a) metal en el escape;

b) metalización en la sección caliente; y

c) incendio de titanio en el compresor.

Metal en el escape

12.2.56 El metal en el escape (Metal-In-Tail-Pipe, MITP) se debe a partículas de gránulos de metal pulverizados que han pasado a través de etapas sucesivas del rotor, provenientes de fragmentos de álabes de metal desprendidos antes en una etapa previa. A menudo estos gránulos de metal pueden sentirse en la mano al ponerla en el escape y pasar la mano sobre el reborde interior detrás de la última etapa de la turbina. La interpretación de MITP no debería confundirse con los fragmentos más grandes de álabes que se producen debido al impacto contra el suelo.

Metalización

12.2.57 La metalización se produce al fundirse los extremos de álabes contra las cajas que las rodean debido al frotamiento y al depositarse este material sobre superficies ásperas más adelante en la sección caliente (véase la Figura III-12-25). Este depósito es una conclusión válida, sea positiva o negativa, para confirmar una falla interna del motor en funcionamiento. La prueba de tales depósitos puede confirmarse mediante un examen con baroscopio de la cabeza del quemador o de los bordes de ataque de los álabes de la admisión de la turbina. Las señales visuales de metalización tienen una apariencia cristalina de sal y pimienta.

Incendio de titanio

12.2.58 Los incendios de titanio son incendios de metal que dependen de un entorno rico en oxígeno y con un gran aumento de temperatura del metal. Ambas condiciones están típicamente presentes en la sección trasera del compresor de los motores de turbina de gas modernos. Sin embargo, el metal necesita una fuente de ignición para comenzar el proceso. Esta fuente generalmente está presente cuando partes del metal se liberan y se produce una cantidad de chispas importante. Si bien la mayoría de los metales resisten esta fuente de ignición, no ocurre lo mismo con el titanio. En general, estas condiciones solo ocurren si una gran cantidad de metal se libera a elevada potencia muy dentro de la sección del compresor. Así pues, el incendio de titanio no es por sí mismo un factor causal, sino más bien un indicador de una falla que lo precedió.

12.2.59 Los incendios de titanio en el compresor generalmente son visibles por la presencia de oxidación, con importante coloración o azulado de la caja de metal que rodea la etapa inicial de compresores así como la quemadura localizada tipo antorcha (véanse las Figuras III-12-26 y III-12-27).

Incendio

12.2.60 Los incendios relacionados con los sistemas motopropulsores, salvo los incendios de titanio, típicamente se relacionan con el espacio entre el motor y la barquilla en que hay varias fuentes de combustible e ignición (véase la Figura III-12-28). Algunos servicios actúan usando combustible como un fluido hidráulico. Si se investiga el incendio de un motor, se deberían verificar todas las líneas de combustible alrededor del motor para ver si hay pérdidas que contribuyeron al suceso. Las pérdidas de aire de abducción o sangrado pueden poner en funcionamiento una advertencia de sobrecalentamiento de la barquilla o de incendio. El investigador debería verificar si la tripulación identificó correctamente la causa de la advertencia y si reaccionó en consecuencia.



Figura III-12-25. Metalización en una sección de turbina



Figura III-12-26. Daño por incendio de titanio (obsérvese el efecto de punta de flecha)



Figura III-12-27. Incendio de titanio de lado a lado

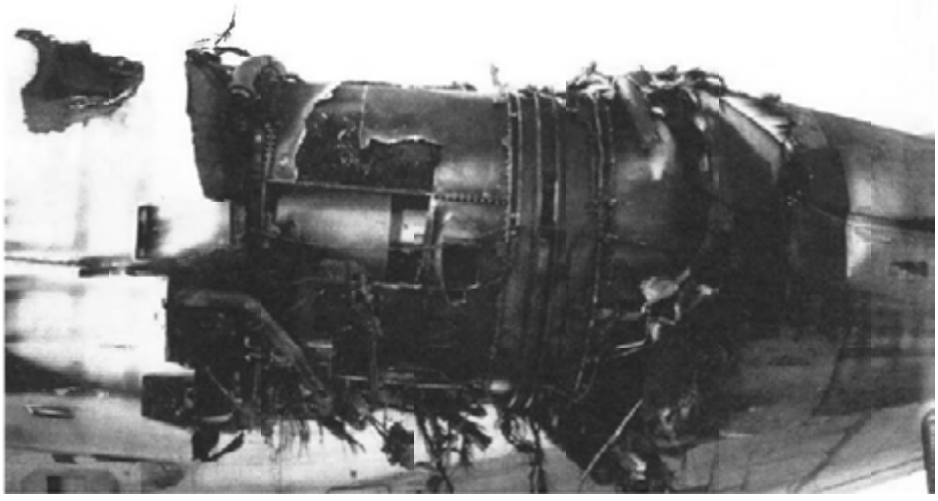


Figura III-12-28. Incendio de barquilla

***Fuego en el escape*[2]**

12.2.61 El fuego en el escape se produce cuando se acumula combustible en las cajas de la turbina y el escape durante el arranque o el cierre, y se enciende. Esto puede resultar en un chorro o llama muy visible saliendo de la parte trasera del motor, que puede tener varios metros de longitud. En estos casos, los pasajeros han iniciado evacuaciones de emergencia en las que se produjeron lesiones graves. Quizá no haya ninguna indicación de una anomalía para la tripulación de vuelo hasta que la tripulación de cabina o la torre de control les llaman la atención sobre el problema. Ellos probablemente lo describan como un "incendio en el motor", pero fuego en el escape no se traducirá en una advertencia de incendio en el puesto de pilotaje. Si se notifica de un incendio en el motor sin que haya indicaciones en el puesto de pilotaje, la tripulación de vuelo debería realizar el procedimiento de fuego en el escape. Esto incluirá poner en marcha el motor para ayudar a extinguir las llamas, mientras que en la mayoría de los otros procedimientos para casos anormales esto no se hará. Dado que el fuego se produce dentro de la caja de la turbina y la tobera de escape, tirar de la manija de incendio para descargar los agentes extinguidores en el espacio entre cajas y capós no tendrá efecto alguno. Tirar de la manija de incendio también puede hacer que sea imposible secar el motor, que en la mayoría de los casos es la forma más rápida de extinguir el fuego en el escape.

Eficacia de los sistemas extinguidores de incendios

12.2.62 En muchas investigaciones de accidentes de aeronaves, los testigos dirán que vieron la aeronave en fuego antes del impacto. Que en realidad suceda un incendio en vuelo es relativamente raro. La mayoría de los incendios mencionados por los testigos son observaciones de llamaradas breves del motor debido a pérdida/pulsación en el compresor. La mayoría de los incendios en vuelo detectados por la tripulación se deben a roturas mecánicas importantes o a interrupción del funcionamiento del sistema motopropulsor y el derrame de combustible en el compartimiento del motor. Si se adoptan rápidamente las medidas correctas, la mayoría de los incendios estarán bajo control y se extinguirán en vuelo. La parte más importante del ejercicio de incendios es cerrar el flujo de combustible a los motores; normalmente esto es suministro de combustible a baja presión de los tanques. Si se lleva a cabo esta parte de la práctica de forma rápida y correcta, generalmente el incendio se extinguirá por sí mismo. Los sistemas de extinción de incendios se basan en gran parte en las prácticas correspondientes que se llevan a cabo rápidamente y en una secuencia correcta. En los motores de turbina se debe cerrar el paso del combustible de baja presión y mantenerlo cerrado, para que el sistema de extinción de incendios pueda ser eficaz.

12.2.63 Después de un accidente de incendio importante pueden ser necesarias técnicas especiales para determinar si la tripulación hizo funcionar eléctricamente la bombona del extinguidor de incendios. Los sistemas de cruce o segunda descarga también suponen dos conjuntos de extinguidores de incendio del sistema motopropulsor y es fundamental verificar ambos sistemas para verificar si se han descargado las cabezas que corresponde en ambos sistemas.

12.2.64 Otro método, si las circunstancias lo permiten, es analizar electroquímicamente el interior de los tubos de descarga o spray y las toberas para cerciorarse de que el agente químico extintor ha pasado a través del sistema. Los sistemas de extinción de incendios y de advertencia de incendio están siendo cada vez más complejos y especializados y la cooperación rápida del fabricante es esencial para el éxito de una investigación en un sistema de extinción de incendios.

2. Extracto de *Airplane Turbofan Engine Operation and Malfunctions – Basic Familiarization for Flight Crews,* Engine & Propeller Directorate, Federal Aviation Administration, 2000.

Extinción

12.2.65 La causa predominante de la extinción en vuelo de los motores de turbina modernos es el mal funcionamiento o la falla de suministro de combustible o del dispositivo regulador y de control. Si se sospecha del controlador o de las bombas de combustible y las condiciones lo permiten, el mejor método para determinar la causa del mal funcionamiento es el ensayo en una instalación de pruebas controlada. También debería examinarse el sistema de reignición. El investigador debe tener siempre presente que la extinción de los motores de turbina la puede causar la mala gestión del sistema de combustible, inclusive cerrar una válvula de combustible que no corresponde, dejando una válvula de combustible abierta en un tanque vacío o simplemente quedarse sin combustible. Todas estas cuestiones deberían examinarse y eliminarse antes de llegar a la conclusión de que el equipo motor fallaba.

12.2.66 Continúa existiendo cierta confusión acerca del uso del término extinción. Esta confusión existe en las diferencias del lenguaje empleado en los informes de los pilotos y del diseñador de motores. Lo que sigue resume los usos comunes de esta palabra por ambas partes.

a) Extinción según la tripulación (informe común)
   - Pérdida de respuesta al mando de gases
   - Desaceleración del rotor
   - Aumento de la EGT hasta una sobretemperatura
   - Comúnmente asociada con pérdida/pulsación

b) Extinción según el diseñador del motor (raro)
   - Pérdida de respuesta al mando de gases
   - Desaceleración del rotor
   - Quemador apagado (la llama se apaga)
   - Disminución de la EGT.

12.3 MOTORES DE ÉMBOLO Y TURBINA/HÉLICE

12.3.1 Para determinar si un motor de émbolo o turbina/hélice estaba funcionando en el momento del impacto se necesita una técnica diferente. Aquí también una falta de potencia puede parecer obvia en una primera inspección (véanse las Figuras III-12-29 a III-12-33) y la hélice hasta puede estar en bandera, pero esto no es una prueba concluyente de la falta de potencia en el motor. Han ocurrido accidentes porque la tripulación por error puso en bandera el “buen” motor en vez del que estaba defectuoso, de manera que el examen de la hélice también debe hacerse junto con el examen del motor. Una vez más, no es prudente probar y concluir en la escena de un accidente que un motor de émbolo, o de turbina/hélice no funciona. Los motores y hélices deberían llevarse a un taller o laboratorio competente para un examen de experto o, como mínimo, que un técnico con experiencia en mantenimiento de ese tipo de motores preste asistencia en el examen del motor.

Determinación del funcionamiento deficiente o la falla de los motores de émbolo

12.3.2 Para determinar la falla o el funcionamiento deficiente de un motor de émbolo se debería considerar primero toda prueba recibida de testigos oculares a fin de localizar el tipo de falla. Seguidamente se presentan para información los síntomas más comunes del funcionamiento deficiente del motor y sus causas. El hecho de que varios de esos síntomas sean similares deberían advertir al investigador respecto a la posibilidad de asignar factores causales erróneos si no se lleva a cabo un examen físico cuidadoso.

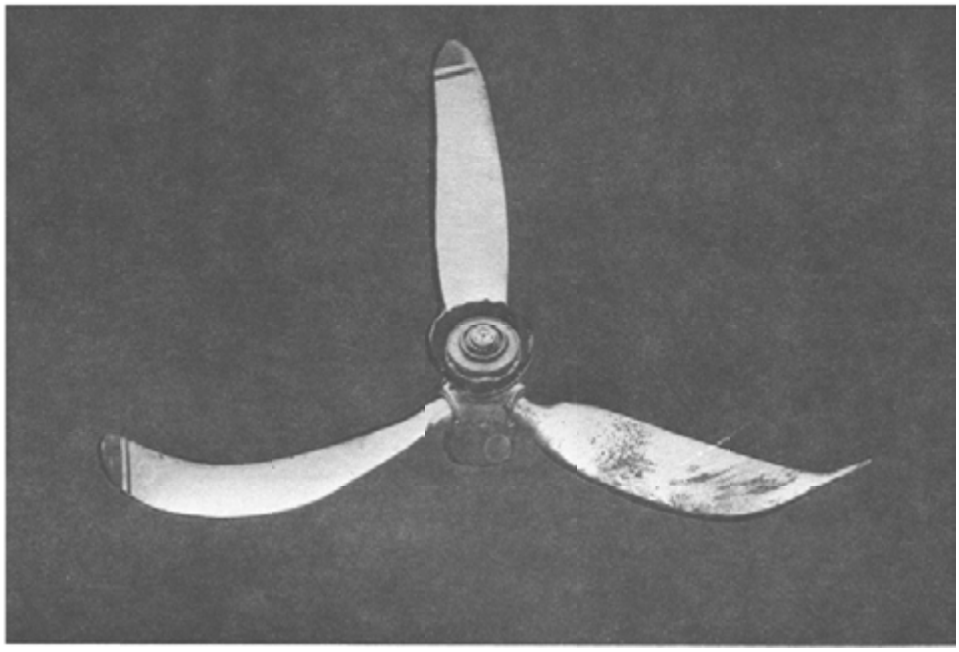


Figura III-12-29. La hélice de metal giraba en el momento del impacto

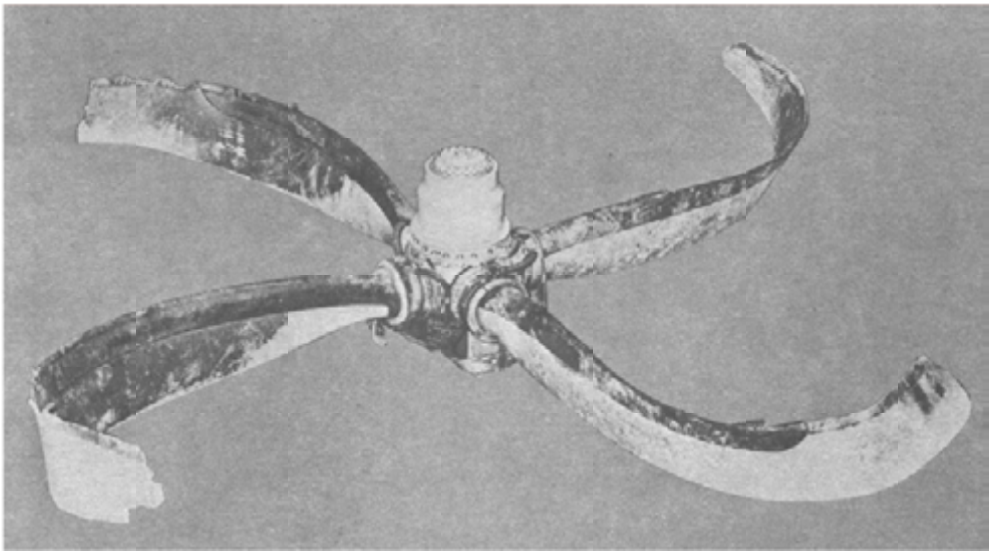


Figura III-12-30. El motor accionaba la hélice de metal en el momento del impacto



Figura III-12-31. El motor accionaba la hélice de metal en el momento del impacto

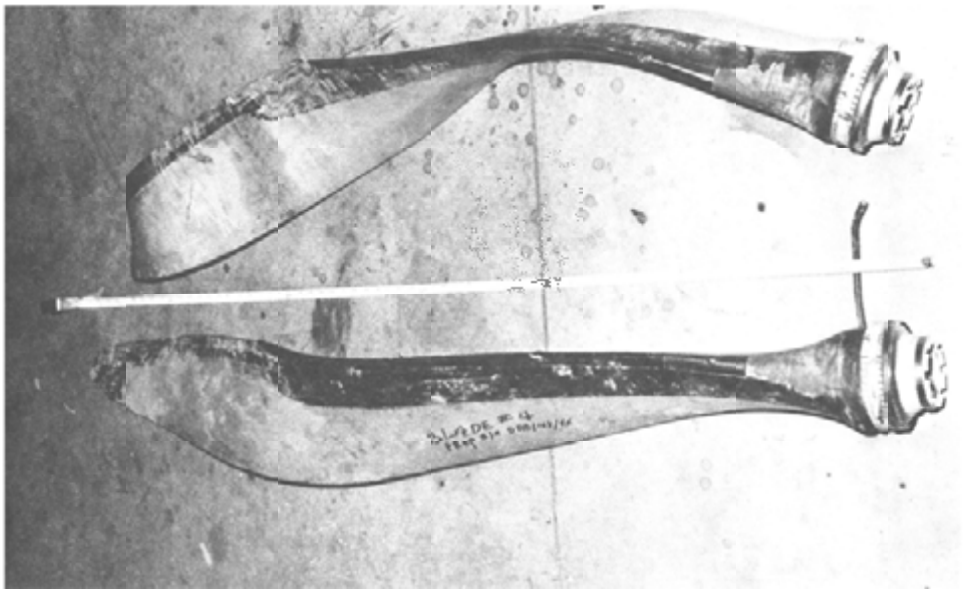


Figura III-12-32. Palas de metal 3 y 4 de la hélice anterior



Figura III-12-33. Extremo de la pala de metal 1 de la misma hélice

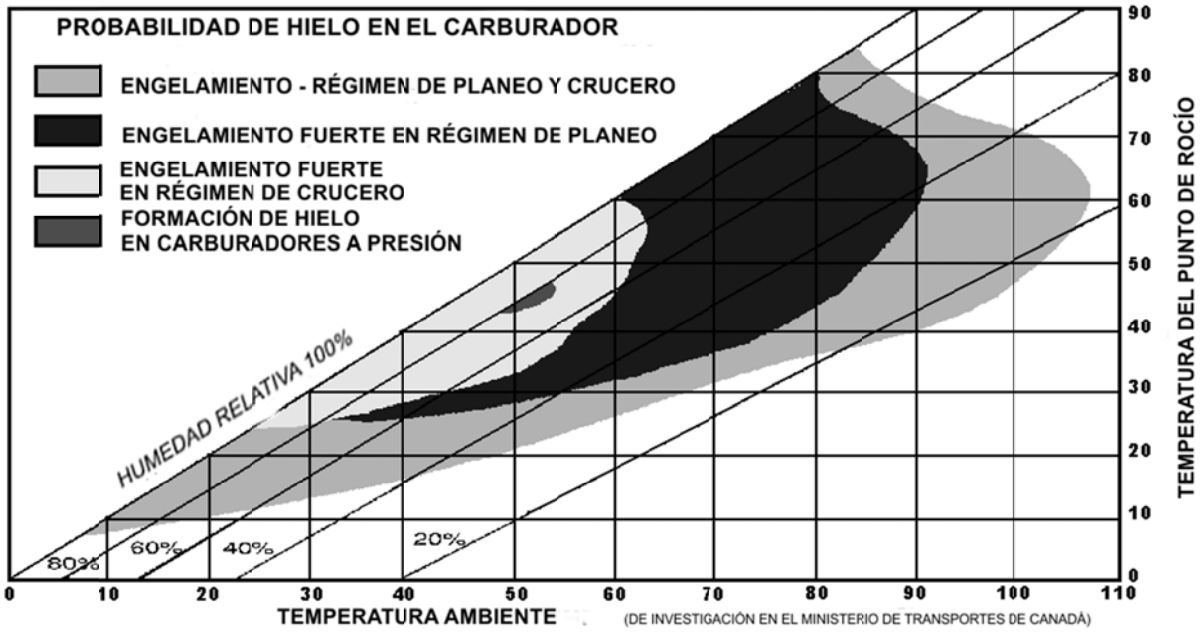


Figura III-12-34. Probabilidad de hielo en el carburador
(Fuente: Investigación en Ministerio de Transportes de Canadá)

Formación de hielo en el carburador

12.3.3 Esto se produce más frecuentemente en los motores de émbolo pequeños que en los motores de émbolo más grandes, que generalmente tienen sistemas de inyección que son menos propensos a la formación de hielo. La presencia de hielo en el carburador generalmente la indica una disminución gradual de la potencia, chisporroteo, petardeo, disminución y aumento erráticos en rpm, operación difícil intermitente, escape emitiendo a menudo humo negro (mezcla demasiado rica). En algunos motores la formación de hielo en el carburador ocurrirá cuando la humedad relativa sea relativamente elevada (superior al 60%) con buen tiempo, soleado y a menudo templado (15/20°C — 60/70°F). (Véase la Figura II-12-34). Se debe tener presente que las condiciones para la formación de hielo en la célula no deben ser necesariamente prevalecientes para que se forme hielo en el carburador. El investigador debe estudiar las condiciones meteorológicas y evaluar estas condiciones con las observaciones de los restos, es decir, el reglaje de las válvulas de admisión de aire caliente y frío, o de obturadores, tanto del motor como del puesto de pilotaje. Se deberían hacer verificaciones respecto a la posible falla de los obturadores o de la desconexión del control.

Problemas de encendido

12.3.4 A menudo, el funcionamiento intermitentemente e irregular del motor indica fallas de encendido. En ese caso, el colector de cables eléctricos, los cables que van de la magneto a los interruptores del puesto de pilotaje, los mandos y el reglaje de los elementos electromagnéticos todos son puntos que vale la pena inspeccionar. Los electrodos de las bujías pueden ser muy reveladores e indicar otros problemas, tales como mezcla incorrecta o depósitos de plomo anormales. El investigador debe verificar si el tipo de bujía es apropiado y si están bien implantadas en los cilindros. El investigador debe verificar también si el combustible era de grado correcto para el motor, etc.

Agotamiento o alimentación insuficiente de combustible

12.3.5 A menudo, falsas explosiones y disminuciones y aumentos esporádicos de potencia indican estos problemas pero, ocasionalmente, dependiendo del tipo de carburador o del sistema de inyección de combustible, quizá no haya señales audibles u observables, sino un silencioso debilitamiento del motor. En las aeronaves multimotoras, especialmente cuando vuelan por instrumentos o por la noche y cuando se usan hélices de velocidad constante, puede ser difícil detectar inmediatamente la falla. Los indicadores de presión y gasto de combustible dan las indicaciones más fiables de falta de combustible que causa una pérdida de potencia del motor. Un reglaje incorrecto de las válvulas de combustible o la mala gestión del sistema de combustible, particularmente en las aeronaves multimotoras, han causado más accidentes que el agotamiento del combustible en el sentido corriente. El investigador debe registrar todos los reglajes de las válvulas de combustible tal como se encontraron en los restos, aunque parezcan o no pertinentes o fiables. Las válvulas controladas eléctricamente normalmente dan una indicación correcta del último reglaje antes del accidente. Las válvulas accionadas por cable o varillas pueden desplazarse en el impacto o al intentar el salvamento o la recuperación del material y, por consiguiente, este tipo de control debería verse con desconfianza en cuanto a la fiabilidad del reglaje antes del accidente.

12.3.6 La inspección de los depósitos, conductos y respiraderos de combustible es indispensable para asegurar que no había obstrucciones, pérdidas, rozaduras, perforaciones ni corrosión en los depósitos. El investigador debe verificar hasta la última fuente de reabastecimiento de combustible e inspeccionar los documentos pertinentes. La forma de guardar la aeronave y el uso de la misma junto con las prácticas de abastecimiento de combustible pueden exigir un examen porque es posible que el agua condensada se acumule en tanques y carburadores.

12.3.7 La inspección de inyectores de combustible y carburadores desarmados deberían llevarla a cabo especialistas en un lugar o laboratorio apropiado. Los puntos que deben recordarse durante esta investigación son el calibre apropiado del surtidor, si el flotador se pega o está perforado, la limpieza, si hay corrosión en los pozos de los surtidores, si hay materias extrañas en la cámara de combustible, señales de agua y el reglaje correcto de mezcla y controles de gases. Junto con los inyectores, deben inspeccionarse cuidadosamente las válvulas de control, cierre y

bombeo. Con el inyector así como con los sistemas de carburador, a menudo es mejor efectuar primero una prueba en una instalación de depósito, si esto es físicamente posible, antes de desmontarlos; esto también se aplica a elementos tales como las bombas de combustible. Se deberían tomar precauciones para asegurarse de que cuando se inicia la prueba de funcionamiento no se pierden pruebas de ninguna contaminación posible.

Lubricación

12.3.8 A menudo será obvio ver si la falta de lubricación ha contribuido a que se produjera la falla, pero en algunos motores la presión de aceite del sistema normal se usa para otros fines, tales como los sistemas servo, calentar con aceite los carburadores, alimentar los reguladores de las hélices, etc. Por consiguiente, es preciso examinar los sistemas de lubricación desde el tanque hasta el motor propiamente dicho para ver si hay impurezas, tuberías mal conectadas o defectuosas, pérdidas, etc. No se debe olvidar ver si el aceite utilizado y la cantidad del mismo se ajustan a lo indicado. Es necesario examinar con suma atención todos los filtros de aceite y, si es necesario, analizarlos químicamente. El análisis químico es una técnica moderna que se emplea para detectar fallas y diferencias con respecto a las especificaciones apropiadas o fallas inminentes. Muchos explotadores importantes realizan el análisis químico como procedimiento normal de mantenimiento. Un análisis de tendencias del contenido de metal y contaminación en muestras previas y posteriores al accidente puede indicar la causa o la secuencia del desarrollo de la falla del componente.

Integridad mecánica

12.3.9 Excepto cuando se trate de motores de émbolo muy pequeños y sencillos, se recomienda que la inspección de las piezas de un motor se haga en un taller o laboratorio de investigación autorizado para hacer la revisión de motores. Se debería consultar al fabricante lo antes posible porque la experiencia y el conocimiento de éste respecto a los defectos y fallas son inestimables para el éxito de la investigación. Por lo general, el investigador es suficientemente competente para supervisar la investigación desmontando el motor. Si no es así, entonces debería participar como asesor un técnico en sistemas motopropulsores. Siempre habrá que examinar las roturas y fallas sospechosas mediante los servicios de un experto en análisis de roturas o un especialista en metalurgia. La fatiga es el tipo de falla común de las varillas de acoplamiento, dientes de engranaje, balancines, ejes de distribución, espárrago para fijación de cilindros, émbolos, muelles y cigüeñales, lo que, típicamente, se puede observar en la superficie de fractura.

Indicaciones de elevada potencia en motores alternativos

12.3.10 a) Árbol de transmisión:

— desplazamiento por torsión;
— eje escindido; y
— desplazamiento de estrías del motor;

b) daño interno considerable;

c) dientes de engranaje arrancados;

d) partes rotativas maquinadas;

e) abrazadera de contrapeso desplazada;

f) daño grave al rodete; y

g) curvatura de tubos de escape directo (caliente).

Indicaciones de baja potencia en motores alternativos

12.3.11 a) Árbol de transmisión:

— ningún daño por torsión; y
— puede estar curvado por el impacto, pero no escindido;

b) muy poco daño, o ninguno, de rotación interna a:

— engranajes reductores de velocidad;
— engranajes/ejes de transmisión accesorios;
— sobrealimientador; y

c) fractura quebradiza de tubo de escape directo (frío).

12.4 PRUEBAS QUE PUEDEN OBTENERSE DEL EXAMEN DE LA HÉLICE

12.4.1 Cuando se relaciona en forma apropiada con las pruebas obtenidas del motor, el examen de la hélice puede proporcionar pruebas valiosas, tales como:

a) revelar si los motores funcionaban en el momento del impacto;

b) las rpm del motor (en algunos casos);

c) el ángulo de las palas de la hélice; y

d) la velocidad de la aeronave respecto al suelo (en algunos casos).

Examen de las palas

12.4.2 El primer paso del examen de la hélice es ver si tiene todas las palas, particularmente la integridad de los extremos. Si falta alguna parte de las palas, se deben examinar con una lupa las roturas de la parte recobrada para determinar si la rotura ocurrió durante el vuelo o en el impacto. Se debe tomar nota cuidadosamente de las pruebas relativas a las roturas por fatiga o tracción.

Determinación de la rotación en el momento del impacto

12.4.3 El próximo paso debería ser un examen para determinar si la hélice rotaba en el momento del impacto. Las indicaciones más típicas son las siguientes:

a) las palas dobladas en sentido opuesto a la dirección de rotación;

b) arañazos acordonados en la parte delantera de las palas. Es casi imposible producir un arañazo que sea exactamente perpendicular a los bordes de la pala, a menos que ésta estuviera girando en ese momento;

c) rizos o curvas en los extremos de todas las palas. (Véase la Figura III-12-35). Es casi imposible dañar los extremos de todas las palas de modo similar a menos que la hélice estuviera girando en ese momento;

d) abolladuras y mellas en el borde de ataque de las palas; y

e) daño por torsión en el eje de la hélice o en el herraje del sujetador.



Figura III-12-35. Extremo de pala curvado hacia adelante como resultado de velocidad elevada durante un impacto con ángulo pequeño

12.4.4 Se debe recordar que la hélice muy probablemente estaba girando en el momento del impacto. Aun cuando el motor fallara o estuviera apagado, la hélice giraría a suficientes revoluciones por minuto como para producir estas indicaciones de rotación. Las excepciones a esto son:

a) la hélice estaba en bandera. Si esto ocurrió, la hélice, por supuesto, no mostraría signos de rotación;

b) la hélice no estaba en bandera, pero estaba completamente detenida debido a una falla interna (agarrotamiento) del motor o pérdida aerodinámica de la hélice. Si el motor estuviera internamente agarrotado habría claras muestras de esto. La teoría de la pérdida aerodinámica supone apagar el motor y después ir disminuyendo la velocidad de la aeronave hasta el punto en que la hélice deja de girar. Esto es difícil hacerlo. Generalmente, es necesario mantener la aeronave cerca de una pérdida completa mientras se espera que la hélice se detenga.

12.4.5 Cuando se trata de una hélice que no está en bandera se esperaría que esté rotando en el momento del impacto. Encontrar pruebas de rotación no explica mucho. Sin embargo, no encontrar ninguna prueba de rotación debería hacer sospechar al investigador que hubo una falla interna masiva del motor.

12.4.6 Sin embargo, a título de advertencia, el investigador en el terreno debería tratar con gran reserva la distorsión y el daño observados en las palas de la hélice después que han tocado tierra. Es demasiado fácil llegar a una conclusión rápida de que un motor ha estado funcionando cuando ocurrió el accidente porque la hélice está muy curvada o dañada. Las pruebas obtenidas del examen de las palas de la hélice normalmente se correlacionarán con otras pruebas antes de que sea posible llegar a una conclusión correcta.

12.4.7 ¿Qué puede decirnos de daño de la hélice acerca de la potencia del motor? No mucho, a menos que haya marcas de golpes de hélice que permitan al investigador calcular las rpm. Muchos textos de investigación sugerirán que si los extremos de la hélice están curvados hacia atrás, la velocidad era baja. Si están curvadas hacia adelante, la velocidad era alta. Esto conduce a error.

12.4.8 Lo que realmente ocurre es que, a medida que golpean el suelo, los extremos de las palas pueden curvarse hacia adelante o hacia atrás, dependiendo de la relación entre las rpm y la velocidad de avance. Este es un simple ejercicio de fuerzas. La pala de la hélice no es recta pero está curvada hacia adelante en el ángulo de paso de la hélice. Si la rpm es elevada en comparación con la velocidad de avance, entonces la fuerza dominante que tiende a curvar la pala es el ángulo de paso de la pala y tiende a formar un rizo en el extremo de la pala hacia adelante. Por otra parte, si la velocidad rpm es baja comparada con la velocidad de avance, entonces la fuerza dominante sobre la pala proviene de la velocidad de avance. Esto tiende a rizar el extremo de la pala hacia atrás. Por consiguiente, el rizo del extremo de la pala no es una medida directa de las rpm. La velocidad (rpm) puede ser elevada, pero si la velocidad de avance también es elevada, los extremos de las palas probablemente se curven hacia atrás. Si los extremos están curvados hacia adelante, es claro que la velocidad de la hélice no solo era elevada con relación a la velocidad de avance, sino que la hélice estaba accionada con potencia positiva del motor. Es necesario tener presente otras cuestiones respecto a este fenómeno. Primero, ocurre solamente en los extremos de las palas y aparece como en rizo que comienza con el rincón del borde de ataque del extremo. La pala curvada en la mitad de su extensión, sea hacia adelante o hacia atrás, no es una indicación de velocidad alta o baja. Segundo, ocurre en todas las palas. Si solamente una pala está curvada quiere decir que la causa fue algo diferente, no la rotación. Tercero, esto solo ocurre en ángulos de impacto relativamente pequeños: cinco grados o menos. Este fenómeno se interpreta comúnmente siguiendo aterrizajes con tren replegado. Si el piloto no tenía idea de que el tren de aterrizaje estaba replegado hasta que se escuchó el chirrido, entonces los extremos de las palas estarán curvadas hacia atrás; el motor estaba cerca del régimen de marcha lenta. Si, por el contrario, el piloto se dio cuenta a último momento de que el tren de aterrizaje estaba replegado y empujó el mando de gases a pleno para escapar, los extremos de las palas estarán curvados hacia adelante.

12.4.9 Como una precaución contra la pérdida de pruebas importantes, es una buena práctica marcar la posición de la base de la pala con respecto al buje de la hélice, pero cuando la transmisión entre la pala y el mecanismo de cambio de paso se corta como resultado del impacto, habrá que evaluar la importancia de estas marcas en una inspección detallada. Se deben tener en cuenta muchos factores y evaluar cada accidente en consecuencia. El ángulo de impacto, la naturaleza del terreno, la velocidad en el impacto, el material de la hélice, sea una aleación de aluminio, acero o madera, todo influye en la evaluación. En resumen, no es suficiente examinar una hélice por sí sola y después determinar si el motor estaba funcionando o no. Las palas de la hélice son solamente un eslabón de la cadena de pruebas que, cuando se combinan con otras características tales como el ángulo de paso de las palas en relación con la fase conocida de la operación en el momento del accidente, la torsión del eje de la hélice, en caso de haberse producido, y el estado de las válvulas del motor y del combustible, etc., pueden llevar a conclusiones mejor fundadas en cuanto a la potencia que desarrollaba el motor en el momento del impacto. El reglaje del paso de la hélice se puede determinar desmontando la cabeza del regulador de la hélice y verificando la posición del mecanismo de cambio de paso juntamente con las marcas del impacto o las impresiones que aparecen frecuentemente a lo largo de la base de la pala, en las arandelas de separación de cobre maleable o en las empaquetaduras. Estas marcas o impresiones pueden proporcionar indicios valiosos y fiables respecto al ángulo de paso de las palas en el momento en que éstas golpearon el terreno. Este trabajo debe hacerse con cuidado junto con un especialista del fabricante u otra persona competente con experiencia en este tipo de investigación.

12.4.10 Las palas de madera bajo carga de potencia se fragmentarán y los trozos se dispersarán a distancias considerables a ambos lados de la trayectoria de la aeronave.

12.4.11 Las hélices que están en bandera en el momento del impacto pueden, según la naturaleza del accidente, dejar marcas sobre el terreno alineadas con la trayectoria de la aeronave. Las hélices que giran dejan marcas de cortes características, poco distantes una de la otra, con las cuales se pueden hacer ciertos cálculos (véase más adelante 12.4.13). En el caso de hélices de algunas aeronaves ligeras cuyo paso se regula por presión de aceite contra un resorte o por aire comprimido, si la hélice se encuentra en bandera no significa necesariamente que estaba en esa posición antes del impacto. En algunas circunstancias, estas hélices pueden pasar a la posición en bandera después del impacto.

12.4.12 Se debería recordar siempre que las pruebas de falta de potencia del motor en el impacto deducidas del paso de la hélice no indican necesariamente fallas del motor, puesto que el piloto puede cerrar el mando de gases de un motor o los interruptores antes del impacto, si está en condiciones de hacerlo.

Determinación de la velocidad de la hélice o de la aeronave respecto al suelo en el momento del impacto

12.4.13 El espaciado de los cortes o rasguños iniciales de las palas de una hélice en el suelo (véase la Figura III-12-36) puede proporcionar pruebas particularmente útiles si se conoce (o se puede calcular) la velocidad de la aeronave respecto al suelo en el momento del impacto. Las fórmulas que siguen pueden usarse para determinar aproximadamente la velocidad de la hélice en revoluciones por minuto en el momento del impacto contra el suelo:

$$rpm = \frac{V_{kts} \times 101.3}{D \times N}$$

$$rpm = \frac{V_{mph} \times 88}{D \times N}$$

$$V_{kts} = \frac{rpm \times D \times N}{101.3}$$

$$V_{kts} = \frac{rpm \times D \times N}{88}$$

Donde:

D = Distancia entre los cortes en pies
V = Velocidad respecto al suelo
N = Número de palas

Si hay reductor, la velocidad del eje del motor puede obtenerse aplicando inversamente la relación del reductor de transmisión a la velocidad debida.

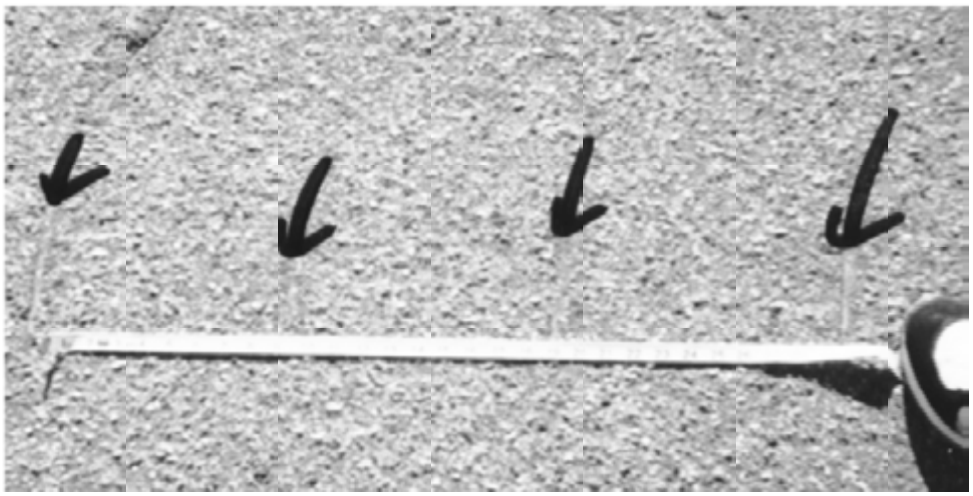


Figura III-12-36. Golpes de hélice en la pista

Falla de la hélice durante el vuelo

12.4.14 Han ocurrido accidentes debido a la falla de las palas en vuelo, generalmente como resultado de grietas de fatiga. Tales fallas producen vibración excesiva y frecuentemente el motor se desprende de su bancada o el cárter del reductor se desprende del motor. La falla de la hélice en vuelo puede no tener su origen en la hélice, por lo que es esencial examinar cuidadosamente el regulador, el circuito de aceite, el motor y el reductor.

Fatiga inducida por daños por objetos extraños (FOD)

12.4.15 Durante las operaciones, las hélices frecuentemente encuentran condiciones en las que pueden producirse FOD. Muescas, arañazos y estrías pueden introducir áreas de concentración de esfuerzos que, si no se corrigen, puede resultar en grietas debidas a la fatiga. Corregir pequeños defectos es tarea para los mecánicos profesionales y, como tal, debería estar bien documentado en la bitácora técnica. El tamaño excesivo de los defectos, la reparación inadecuada o excesiva pueden conducir a la falla de la hélice. Dependiendo de la flexión dinámica de la hélice, simples marcas de lápiz pueden introducir un arañazo de profundidad suficiente como para inducir fatiga.

Falla de resonancia

12.4.16 Todas las combinaciones de motor y hélice tienen un régimen operacional que introducen vibración de resonancia. Los manuales del explotador generalmente identifican estas áreas como rpm para evitar el uso prolongado en valores par. La resonancia es una vibración excesiva causada por esta relación armónica. La falla debida a la fatiga es el resultado normal de la resonancia. (Véase la Figura III-12-37). A diferencia de la fatiga inducida por FOD, la resonancia normalmente no demostrará un origen de fatiga relacionado con un daño preexistente. Los investigadores deberían examinar las otras palas de la hélice para ver si presentan signos de fatiga similar. Una falla de resonancia afectará a todas las palas de modo similar, aunque una pala generalmente fallará antes que las demás. Si el lugar de la falla debida a la fatiga se mide desde el buje, se podrán encontrar señas de fatiga a la misma distancia en las palas restantes. Este examen puede exigir una prueba no destructiva con líquidos penetrantes o métodos similares.

Velocidad excesiva de las hélices

12.4.17 Las hélices que giran con velocidad excesiva, que han frustrado todos los intentos de la tripulación de vuelo para ponerlas en bandera, también han sido un factor en accidentes. La falla del reductor puede, en algunas instalaciones, desacoplar la hélice y ésta, al girar libremente, puede adquirir una velocidad excesiva debido al efecto de molinete, en tal medida que las palas se desprenden del buje debido a la enorme fuerza centrífuga generada. Muy a menudo, el único recurso que tiene la tripulación de vuelo para dominar una hélice que gira desmesuradamente es cerrar el paso de gases y elevar la proa de la aeronave a fin reducir la velocidad aerodinámica.

Falla de las hélices a quedar en bandera

12.4.18 Las autoridades de investigación y los representantes de la industria han atribuido rápidamente los accidentes de falla a quedar en bandera a que el piloto no siguió los procedimientos de emergencia — específicamente, no haber puesto en bandera la hélice del motor que fallaba, lo que normalmente impedirá que la aeronave mantenga el nivel de vuelo. Un rasgo común en la mayoría de las investigaciones de accidentes en que hubo hélices que no quedaron en bandera es la ausencia de toda averiguación en cuanto a si la falla de la hélice a quedar en bandera y el consiguiente accidente se debían a una causa mecánica, en vez de a una causa operacional. En otras palabras, ¿podría no haber funcionado el mecanismo de puesta en bandera a pesar de los esfuerzos del piloto?

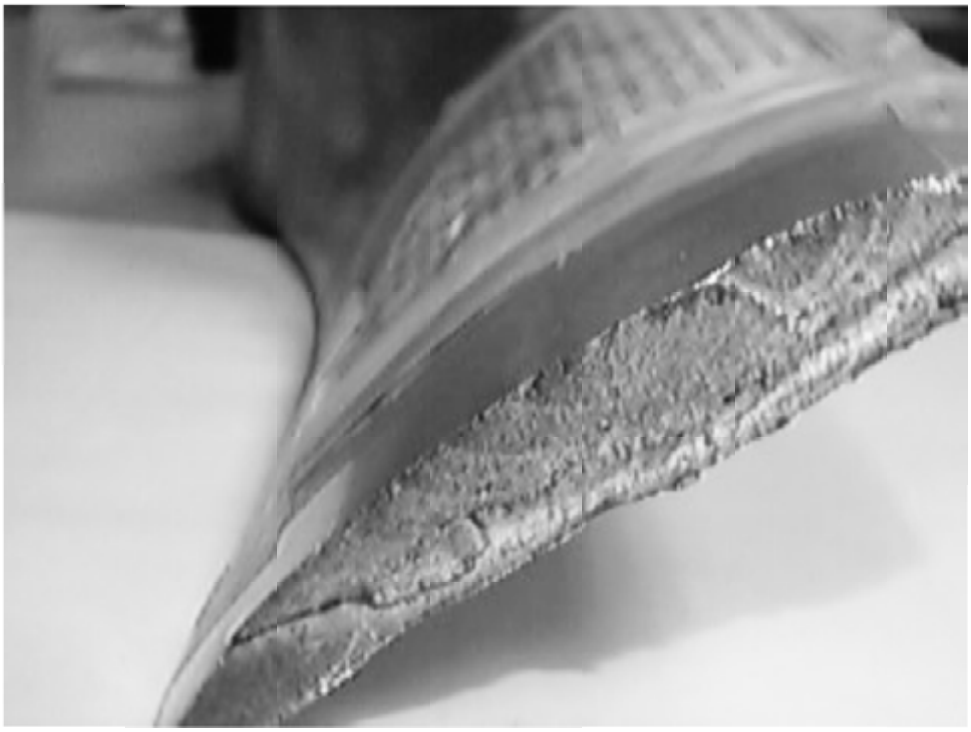


Figura III-12-37. Hélice con marcas de ondas como resultado de una falla por fatiga de resonancia

12.4.19 Una hélice en que esto se ha demostrado durante la investigación es del tipo de velocidad constante y puesta en bandera total. Esta es una unidad de simple efecto en la que la presión hidráulica opone las fuerzas de elásticos y contrapesos para obtener el paso correcto para la carga del motor. La hélice es puesta en bandera quitando la presión hidráulica del émbolo cuando lo ordena el piloto. Esto se hace descargando el aceite bajo presión en el cárter. En la hélice hay un grupo de cierres centrífugos que permite mantener la hélice a paso corto cuando el motor está apagado para ayudar a poner en marcha el motor.

12.5 GESTIÓN DEL SISTEMA MOTOPROPULSOR

12.5.1 El investigador del sistema motopropulsor, ayudado por especialistas de otros grupos de investigación, debería verificar si la tripulación de vuelo manejó correctamente el sistema motopropulsor. Seguidamente se presentan dos escenarios posibles.

a) un accidente ocurrió cuando la tripulación de una aeronave multimotora apagó por error un motor que funcionaba, a raíz de la advertencia de mal funcionamiento de un motor; y

b) hoy en día grandes aeronaves de transporte a menudo despegan con un nivel de empuje menor que el empuje máximo para el despegue a fin de proteger el motor y extender su vida útil. El reglaje del empuje se calcula de acuerdo con varios parámetros, incluidos peso de despegue, longitud de pista, elevación y pendiente, presión local y temperatura. Si el reglaje de los motores es incorrecto, en un empuje inferior al necesario, quizá la aeronave no pueda llevar a cabo un despegue seguro, aun sin funcionamiento deficiente del motor.

12.6 TIPO Y CALIDAD DEL COMBUSTIBLE

12.6.1 Normalmente, los motores de reacción no son muy sensibles al tipo o a la calidad del combustible y la mayoría de los motores están aprobados para funcionar con combustibles de varios tipos y características, tales como queroseno, mezclas de gasolina y aun, en casos de urgencia, gasolina pura. En general, la calidad de los combustibles está bien controlada en los puestos de abastecimiento antes de cargar los depósitos de la aeronave y es raro que ocurran fallas o accidentes debido a la calidad deficiente del combustible utilizado en los motores de turbina. Sin embargo, ha habido casos en que el combustible se degradó dentro de tanques contaminados, sea en la aeronave misma o en los tanques de almacenamiento del aeropuerto.

12.6.2 El investigador debería recordar siempre el tipo y la calidad del combustible utilizado, y obtener un informe del análisis químico si lo considera necesario. Esto es particularmente importante cuando se trata de casos de incendio/explosión.

12.7 RECOLECCIÓN DE MUESTRAS

12.7.1 El fin principal de tomar muestras es identificar las sustancias halladas en los componentes de la aeronave y evaluar el suministro principal de combustible y aceite con relación a las especificaciones correctas. Por consiguiente, se debe tener cuidado de asegurarse de que la muestra refleja las características medias del fluido. Algunas veces, en la investigación de accidentes de aviación esto no es siempre posible y a menudo se presentan dificultades para conseguir muestras.

12.7.2 Siempre hay que tratar de conseguir aceite del sistema motopropulsor y combustible de los depósitos principales o del sistema motopropulsor. Siempre hay que emplear recipientes limpios. Las muestras de combustible se deben poner en envases cerrados herméticamente. (Los envases de vidrio y de plástico dejan pasar la luz, lo que puede alterar las muestras; el combustible puede absorber algunos productos que se utilizan en la fabricación de materiales plásticos). Para hacer una evaluación correcta del combustible en un laboratorio se necesitan por lo menos dos litros (aproximadamente medio galón). Es necesario poner etiquetas en los recipientes indicando claramente el número de la aeronave, la fecha y la posición o el lugar en que se hallaba la muestra recogida. No se debe demorar el envío de las muestras al laboratorio.

12.7.3 Algunas veces se justifica tomar muestras de otras sustancias, como del humo y de las manchas de hollín. Los contaminantes y las manchas que aparecen en los álabes del compresor deben ser sometidos a análisis químico en un laboratorio para determinar su origen probable, por ejemplo, los restos de pájaros u otras materias extrañas ingeridas.

12.7.4 Es muy común sacar los detectores de partículas del sistema de lubricación para encontrar pruebas de fallas de cojinete como una causa inicial. También son muy útiles los exámenes de baroscopio para confirmar en el lugar la posibilidad de una falla interna. Cuando se hacen estos exámenes el investigador debería considerar también si alguna de estas aberturas que se inspeccionan así como tapas de aceite pueden haber sido dejadas fuera de lugar en tareas de mantenimiento anteriores.

12.8 EXAMEN DE ESPECIALISTAS

12.8.1 Los especialistas en la materia deben examinar las muestras de combustible y aceite para ver si concuerdan con las especificaciones pertinentes. Algunas de las sustancias contaminantes que pueden encontrarse en el sistema del aceite son partículas metálicas o de carbón, fluidos extraños y desechos líquidos. Las partículas metálicas pueden ser férreas o no serlo. Las partículas férreas indican fallas de piezas de acero del motor y su tamaño y forma pueden proporcionar una indicación de qué falló. Las fuentes más probables de las raspaduras de acero son los cojinetes, las caras de los sellos y los engranajes.

12.8.2 Las partículas que no son férreas indican, por lo general, que provienen de los cojinetes de manguito, casquillos, émbolos o alguna otra pieza del motor de aluminio, magnesio o bronce.

12.8.3 El exceso de desechos líquidos o carbón puede causar el agotamiento de combustible y la falla del motor. Los fluidos extraños tales como agua o combustible no prevalecen en el sistema de lubrificación, pero su presencia, si es excesiva, cambiará las cualidades del aceite y causará problemas en el motor. Otra causa posible de falla del motor es usar un tipo incorrecto de aceite que causará incendios internos graves y el mal funcionamiento del motor. Por consiguiente, un análisis físico y químico detallado del combustible y del aceite y de cualquier contaminante en estos sistemas puede ser muy útil.

12.8.4 Si es posible, siempre se debería considerar preferible el ensayo de los sistemas motopropulsores, accesorios o instrumentos antes que una primera inspección de piezas desmontadas. Esto debería estar claramente indicado desde el principio y todos los componentes deberían estar claramente rotulados. Con frecuencia, no es posible ensayar en banco todo el grupo motopropulsor, pero muchos de sus accesorios se pueden desmontar para probarlos en una instalación al efecto. Algunas veces es posible montar el motor en otra aeronave similar en vez de ensayarlo en banco, lo que permite acelerar la investigación.

12.9 OTRAS FUENTES DE INFORMACIÓN

12.9.1 El investigador del sistema motopropulsor puede obtener información útil acerca de las condiciones de funcionamiento del motor de varios dispositivos de almacenamiento de datos. Si el accidente causa la destrucción de la aeronave, muchos de los dispositivos estarán dañados y la recuperación de los datos puede ser imposible. Sin embargo, se puede llamar a un especialista en sistemas motopropulsores para investigar un incidente que deja la aeronave casi intacta. En este caso, los datos deberían estar fácilmente disponibles. Un baroscopio es una herramienta útil para inspeccionar las condiciones internas de un motor. Se debería llamar a un especialista en inspecciones con baroscopio para ayudar al equipo de investigación y realizar las correspondientes inspecciones de los motores.

12.9.2 Además de los dispositivos de registros de datos especiales, las aeronaves modernas están equipadas con sistemas electrónicos que contienen dispositivos de memoria diseñados para el almacenamiento de datos. Es muy común que tales sistemas contengan un tipo de dispositivo de memoria volátil cuyos datos se pierden cuando se quita la alimentación. Con frecuencia, los sistemas contienen un dispositivo de memoria llamado memoria no volátil (NVM), que puede retener los datos almacenados aun cuando se quite la alimentación de energía. Recuperar los dispositivos NVM puede ser extremadamente difícil y requerir mucho tiempo puesto que generalmente no llevan ninguna marca distintiva para facilitar su identificación.

Registrador de datos de vuelo

12.9.3 El número de parámetros registrados en el registrador de datos de vuelo (FDR) ha aumentado considerablemente en los últimos decenios y los FDR de estado sólido modernos han permitido que las tareas de recuperación y análisis de datos sean más fáciles y rápidas.

12.9.4 El especialista en sistemas motopropulsores debería obtener la lectura de los parámetros del motor tan pronto como sea posible para verificar si los datos disponibles concuerdan con el escenario de falla hipotético. Un gráfico para comparar los parámetros de diferentes motores de aeronaves multimotoras ayuda a destacar toda diferencia en el funcionamiento de los motores.

Registrador de acceso rápido (QAR)

12.9.5 Además del FDR obligatorio, muchas de las grandes aeronaves de transporte tienen otros registradores voluntariamente instalados para ayudar a diagnosticar la falla y facilitar el mantenimiento. Estos registradores, comúnmente conocidos como registradores de acceso rápido (QAR), pueden almacenar muchas veces los parámetros disponibles en el FDR, pero no están muy protegidos contra daños por impacto o agua y fuego. El investigador debería pedir asistencia técnica del fabricante para recuperar todos los datos disponibles.

Sistema de direccionamiento e informe para comunicaciones de aeronaves (ACARS)

12.9.6 A fin de facilitar el mantenimiento de las aeronaves, muchas de las grandes aeronaves de transporte tienen sistemas automáticos de a bordo que envían durante el vuelo datos sobre los sistemas de la aeronave, incluidos los parámetros del motor. El centro técnico de la empresa recibe los datos mediante una red de comunicaciones VHF llamada sistema de direccionamiento e informe para comunicaciones de aeronaves (ACARS). Puesto que los datos están almacenados, debería ser posible obtener alguna información acerca del vuelo en que ocurrió el accidente.

Unidad de control electrónico del motor

12.9.7 Los motores modernos están electrónicamente controlados mediante una computadora dedicada, conocida con diferentes nombres, entre ellos Full Authority Digital Engine Control (FADEC), control electrónico de motor (Electronic Engine Control, EEC) o unidad de control de motor (Engine Control Unit, ECU). Este sistema no está protegido contra daños y accident es y está dirigido a proporcionar datos precisos en caso de un accidente, pero a falta de información del FDR, con cualquier dato que se recupere del motor FADEC podrá ayudar a proporcionar cierta información acerca de los últimos minutos de vuelo. Sin embargo, la memoria de FADEC está diseñada para resolver problemas de mantenimiento del motor y el “horofechador u horodatador”, que indican cuándo ocurrieron las fallas en vez de cuándo fueron escritas en la memoria, es una solución pobre para los fines de investigación de accidentes.

12.9.8 El uso de información NVM de los motores equipados con FADEC en la investigación de accidentes requiere asistencia de expertos en la fase de recuperación, lectura y análisis. La identificación positiva y la asignación a una posición específica del motor es importante. Durante la recuperación es necesaria la atención de expertos para impedir descargas eléctricas accidentales que podrían corromper la memoria. No se debería intentar hacer ensayos en el lugar o en banco sin la asistencia directa del diseñador del FADEC, dado que en los bancos de pruebas a menudo la memoria se borra durante la lectura inicial.

12.9.9 Fundamentalmente, la finalidad del FADEC es controlar el motor y no la aeronave, el motor lo autoalimenta y usa información del ambiente tal como velocidad de la aeronave, presión-altitud y temperatura que los sistemas de la aeronave le proporcionan. En caso de que haya una pérdida de la información ambiental disponible o de deficiencia de funcionamiento, el FADEC volverá a los modos de reserva. Cuando el FADEC capta una falla, se registra la fecha y hora en la NVM junto con datos básicos del motor y el ambiente. Por consiguiente, es bastante común que la NVM registre fallas menores de cualquier tipo durante todo el vuelo en que ocurrió el accidente y aun en vuelos anteriores.

Registrador de la voz en el puesto de pilotaje

12.9.10 El registrador de la voz en el puesto de pilotaje (CVR) puede ser una fuente de información para la investigación del sistema motopropulsor. Las alarmas en el puesto de pilotaje ayudan a definir el escenario de la falla y la cronología del suceso. Las voces de la tripulación en el puesto de pilotaje y los sonidos que resultan de la operación de conmutadores puede dar cierta información sobre la performance del motor pertinente para la lista de verificación de la falla. Un análisis del espectro acústico puede proporcionar una estimación aproximada de la velocidad de rotación de los motores.

12.10 BIBLIOGRAFÍA

Las siguientes fuentes bibliográficas se aplican al campo de investigación de averías en motores de aeronaves:

AFP 127-1 Vol. II, *Investigative Techniques*, Department of the Air Force, 1987.

Supporting Technical Information to *Aviation Investigation Report, In-Flight Fire Leading to Collision with Water, Swissair Transport Limited, McDonnell Douglas MD-11 HB-IWF, Peggy's Cove, Nova Scotia 5 NM SW, 2 de septiembre de 1998, Informe número A98H0003*, Comisión para la Seguridad del Transporte de Canadá, 2003.

Airplane Turbofan Engine Operation and Malfunctions — Basic Familiarization for Flight Crews, Engine & Propeller Directorate, Federal Aviation Administration, 2000.

Richard H. Wood y Robert W. Sweginnis, *Aircraft Accident Investigation*, Endeavor Books, 2006.

Jack C. Lipscomb, Richard H. McSwain y Mark Hood, "The Silent Killer," *ISASI Forum,* octubre-diciembre de 2004.

Capítulo 13

INVESTIGACIÓN DE SISTEMAS

13.1 GENERALIDADES

13.1.1 El Grupo de Investigación de sistemas abarca la investigación y redacción de informes sobre los sistemas de la aeronave que no están incluidos bajo otros títulos. En general, se considera que corresponden al rubro de investigación de sistemas los sistemas siguientes: sistemas hidráulicos, eléctricos y electrónicos, neumáticos, de vacío, presurización y aire acondicionado, protección contra hielo y lluvia, instrumentos, computadora de datos aeronáuticos, director de vuelo, advertidor de pérdida y recuperación, sistemas de radiocomunicación y navegación, piloto automático, sistema de detección de incendios y protección, sistema de oxígeno. Inevitablemente hay cierto grado de superposición, como por ejemplo en el caso de los mandos de vuelo con accionamiento hidráulico en los que la generación y regulación de la potencia del sistema hidráulico es parte de la investigación de sistemas mientras que el funcionamiento hidráulico de la superficie de mando corresponde a la investigación de estructuras.

13.1.2 La investigación de sistemas de aeronave constituye una tarea en cierto modo difícil debido a la diversidad y complejidad de los equipos modernos. Por consiguiente, puesto que todos los sistemas y su funcionamiento pueden relacionarse con tres áreas básicas, es fundamental que el investigador cuente con un buen conocimiento práctico de la hidráulica, electricidad/electrónica y neumática a efectos de desarrollar y analizar en forma adecuada la información disponible. Los investigadores deberían proceder con cautela cuando trabajen con estos sistemas, especialmente durante inspecciones en el lugar del accidente, dado que muchos de ellos contienen fluidos o gases bajo presión o elementos cargados eléctricamente que pueden descargarse y provocar lesiones graves o la muerte.

13.1.3 Los investigadores deberían obtener diagramas esquemáticos adecuadamente detallados o bocetos de trabajo para determinar los componentes que se incluyen en cada sistema, y posteriormente hacer todo lo posible para tener en cuenta todos esos componentes. Estos diagramas o bocetos también resultarán útiles para analizar las consecuencias del mal funcionamiento de un componente con respecto al resto del sistema.

13.1.4 El examen del sistema entrañará normalmente más que el examen de los componentes. Puede abarcar ensayos funcionales de un sistema completo, ensayos de componentes individuales del sistema, o la reinstalación de equipo en una aeronave del mismo tipo para realizar ensayos en vuelo a efectos de determinar las capacidades de los componentes en vuelo normal y bajo condiciones especificadas por el investigador. Los datos obtenidos del examen de un sistema pueden ser útiles para verificar la integridad de otros sistemas.

13.1.5 Cada sistema puede desglosarse en seis áreas que deberían ayudar a tener en cuenta los componentes. Estas áreas son 1) suministro, 2) presión, 3) control, 4) protección, 5) distribución y 6) aplicación. La documentación de los componentes debería comprender la nomenclatura, el fabricante, número de pieza, número de serie y, cuando se proporcione, el número de especificación. Algunos componentes que tienen el mismo número de pieza pueden utilizarse en diversos lugares en el mismo sistema, especialmente en los sistemas hidráulicos y neumáticos. Por consiguiente, será necesario obtener una lista actualizada del explotador indicando la ubicación de los componentes en el sistema según su número de serie. Esta información puede obtenerse del fabricante.

13.1.6 La documentación de los sistemas y componentes no debería consistir únicamente en meros catálogos o listas, sino que debería comprender una descripción bien detallada de la apariencia y estado de los componentes así como de la posición de cualquier parte móvil. Deberían usarse oraciones completas en vez de frases breves y crípticas.

13.1.7 Uno de los primeros aspectos que han de documentarse deberían ser las posiciones de los conmutadores y mandos en los restos del puesto de pilotaje. No obstante, el investigador en el terreno debe recordar que la posición de los conmutadores puede haberse modificado durante las actividades de búsqueda y salvamento o de extinción de incendios. También deberían documentarse los valores indicados en todos los instrumentos disponibles. Esa documentación, complementada con fotografías, debería elaborarse lo antes posible y en coordinación con el Grupo de Operaciones. Debería pedirse a otros miembros del equipo de investigación que permanezcan fuera del área del puesto de pilotaje hasta haberse completado la documentación.

13.2 SISTEMAS HIDRÁULICOS

13.2.1 Los sistemas hidráulicos en muchas aeronaves modernas son fundamentales para el vuelo. La mayoría de las grandes aeronaves cuentan con dos sistemas hidráulicos independientes, como mínimo. Estos sistemas de control normalmente tienen bombas y reservorios o depósitos hidráulicos separados que proporcionan actuadores de mandos de vuelo redundantes o los denominados actuadores dobles. Los actuadores dobles pueden diseñarse para que funcionen en tándem o en paralelo y son independientes entre sí desde el punto de vista hidráulico. En caso de falla del sistema hidráulico, el elemento de mando afectado tiene un sistema de válvulas de control que entra en modo “derivación” o “by-pass”. Esto permite que el sistema en funcionamiento mantenga un control continuo sin que lo impida la sección habilitada.

13.2.2 Aun las aeronaves con varios motores y con sistemas múltiples han experimentado casos en los cuales una única falla catastrófica ha llevado a la pérdida de todos los sistemas hidráulicos. Si bien la probabilidad de que esto suceda es extremadamente remota, los diseñadores han incorporado ahora válvulas de control de caudal que detectan un flujo de fluido irrestricto que indicaría un conducto abierto más adelante. Entonces, estas válvulas se cierran o desvían el flujo permitiendo el uso continuo del sistema en otras partes de la aeronave. En 1989, cerca de Sioux City, Iowa, EUA, un DC-10 explotado por United Airlines (UA232) experimentó una falla catastrófica en el motor número dos cuyas esquirlas penetraron en las dos líneas hidráulicas restantes. La ruptura de estos conductos causó una pérdida irrestricta de fluido hidráulico que puso fuera de uso a todos los mandos de vuelo de accionamiento hidráulico. Si bien se consideró que la repetición de esta falla combinada era poco probable, se decidió reconvertir el modelo (y los de otros aviones multimotor) instalando estas válvulas de control de caudal para asegurar que los restantes sistemas de motor permanecerían disponibles para que la aeronave continuara en vuelo.

13.2.3 Los investigadores deberían obtener muestras de fluido hidráulico de tantas fuentes como sea posible, p. ej., reservorios, filtros, actuadores y secciones de líneas con trampa. Debe asegurarse de que no ocurra contaminación durante la toma de muestras. Probablemente las mejores muestras son las extraídas de componentes que se envasan y se envían a un laboratorio. Se debe procurar establecer la presión del sistema en el momento del impacto analizando los medidores de presión, los tableros de anuncios, etc. (Véase Instrumentos, Sección 13.6). Todos estos valores deben relacionarse con operaciones del sistema como los de elementos auxiliares, modos de presentación múltiples, cambios de presión en el sistema durante operaciones normales y sistemas de reserva. Si puede establecerse que el sistema estaba funcionando a presión normal el investigador puede concentrarse en cada componente en vez de hacerlo en el sistema total.

Fluidos hidráulicos

13.2.4 Deberían obtenerse muestras de fluidos de diversos sectores del sistema para analizarlas y realizar un conteo de contaminación. Los depósitos deberían examinarse para determinar la cantidad de fluido remanente y también el nivel de fluido antes del accidente; se deben verificar las válvulas de drenaje del reservorio para cerrarlas y asegurarlas, los filtros de admisión de fluidos para comprobar su grado de contaminación y la seguridad de la tapa del cuello de llenado. Las válvulas de cierre de succión de fluidos pueden operarse en forma manual o eléctrica; deben examinarse para ver si están abiertas o cerradas y relacionar las conclusiones con el funcionamiento normal o de emergencia.

13.2.5 A fines del decenio de 1970, una creciente preocupación con el carácter inflamable del fluido hidráulico llevó a la introducción de un fluido "menos inflamable". Este fluido (MIL-H-83282), si bien no era completamente "a prueba de fuego", tenía características mejoradas y se está utilizando tanto en los nuevos diseños como para reconversión. En algunas aeronaves este proceso de reconversión puede tener carácter de mezcla o de eliminación paulatina. Debería consultarse el manual de mantenimiento apropiado para determinar el tipo de fluido hidráulico que debería encontrarse en la aeronave involucrada en el accidente.

Fluido hidráulico estándar (MIL-H-5606)

13.2.6 Este es un fluido de base mineral que consiste en aceite de petróleo de elevada calidad y normalmente presenta color rojo.

Fluido hidráulico "resistente al fuego" (MIL-H-83282)

13.2.7 Se trata de un fluido de hidrocarburos sintéticos que fue elaborado para proporcionar una mayor resistencia al fuego y diseñado para ser plenamente compatible con el MIL-H-5606. No obstante, no todos los sistemas están aprobados para MIL-H-83282 a pesar del requisito de diseño. Algunas características en tiempo frío del MIL-H-83282 han resultado en restricciones a su uso en algunos sistemas de aeronaves, especialmente si la explotación de éstas requiere su presencia en bases del Ártico. Además, las juntas tóricas (en "O") del sistema hidráulico y otros materiales internos deben ser compatibles con el MIL-H-83282 antes de que pueda utilizarse.

SKYDROL

13.2.8 Se trata de un fluido resistente al fuego típico utilizado en la aviación comercial. Estos tipos de fluidos son normalmente ésteres de fosfatos y presentan una amplia variedad de tipos y colores, como verde claro, azul, púrpura, etc. Los sellos, juntas y mangueras utilizadas con estos fluidos son de caucho sintético de butilo o de resina de fluorocarbono Teflón®. Los fluidos no son compatibles con el MIL-H-5606 o MIL-H-83282.

Reservorios/depósitos

13.2.9 El reservorio contiene el suministro de fluido adicional para el sistema. Los sistemas que no utilizan bombas de succión están normalmente presurizados o cuentan con otro dispositivo mecánico para mantener un suministro de fluido positivo a la bomba. Además de adaptarse a intercambios de fluidos debidos a la expansión térmica, muchos actuadores hidráulicos, especialmente los de mayor tamaño, tienen desplazamientos desiguales cuando funcionan, es decir, un pequeño desplazamiento en un sentido y un desplazamiento grande en el otro.

13.2.10 Una función importante de los reservorios hidráulicos es mantener una cabeza de presión positiva al puerto de succión de la bomba hidráulica a todas las altitudes y para toda la gama de maniobras de la aeronave. Esto se logra utilizando presiones neumáticas, hidráulicas o de muelle sobre el pistón o, en diseños anteriores, un diafragma de caucho flexible. La aplicación de una presión de muelle sobre la parte posterior del pistón resulta particularmente eficaz cuando se arranca un sistema sin presión en el dispositivo de arranque o en el acumulador, después de hacer disminuir la presión hidráulica para verificar la carga de nitrógeno de este último.

13.2.11 Cabe observar la diferencia entre un reservorio de sistema hidráulico "cerrado", que utiliza un presurizador de pistón de arranque, y un sistema de reservorio "abierto". Este último requiere un método para asegurar una fuente constante de fluido hacia la admisión de la bomba en todas las condiciones de vuelo. Además de aplicar una presión constante en el tanque, mayor que la atmosférica, debe proporcionarse un dispositivo mecánico que asegure que los tubos de salida están sumergidos en el volumen de fluido en todos los ángulos o posiciones del vuelo. Ambos sistemas tienen sus méritos considerables. El sistema de tipo "abierto" no es susceptible a los graves problemas que surgen en el sistema de tipo "cerrado" si se permite que éste contenga aire.

13.2.12 Los reservorios o depósitos hidráulicos se diseñan para que no se introduzca aire en el sistema. Los investigadores deberían examinar la posición del pistón dentro de un reservorio intacto para ver si se puede determinar la cantidad de fluido restante. Si el reservorio está separado o si todo el fluido ha escapado durante la ruptura, los investigadores deberían examinar las paredes del reservorio buscando marcas testigo que puedan indicar el nivel de fluido remanente en el momento del impacto.

Bombas hidráulicas

13.2.13 Las bombas hidráulicas principales pueden ser activadas a motor o en forma eléctrica; las bombas auxiliares serán normalmente de activación eléctrica. Se debe verificar la integridad del acoplamiento de transmisión: el examen de las superficies fracturadas de un acoplamiento escindido puede proporcionar pruebas operacionales. Una apariencia abollada y algo pulida en las superficies correspondientes de la fractura indica que el acoplamiento falló mientras estaba funcionando la bomba y la fuente impulsora continuaba funcionando y ambas superficies fueron abolladas al mismo tiempo. Unas superficies de fracturas limpias y sin daño indicarían que la bomba y la fuente impulsora estaban detenidas en el momento de la falla. Esa falla sería muy probablemente el resultado de las fuerzas del impacto. Esta condición se aplicaría a todo componente operado en manera similar. Una bomba con un acoplamiento escindido y superficies de fracturas dañadas debería examinarse para determinar problemas de lubricación, desgaste, holguras o sobrecalentamiento. Se debe examinar el mecanismo interno para determinar si existió sobrecalentamiento, cavitación o una falla real. Los filtros están instalados en las líneas de drenaje de la caja de algunas bombas y deberían examinarse para ver si existen pruebas de falla pendiente o real de la bomba. Además de recoger el fluido del reservorio, comprimirlo para obtener energía (presurizándolo) y responder a requisitos de flujo elevado o bajo, algunos diseños de bombas son más complicados. Para mejorar las características de arranque del motor, los diseñadores han añadido válvulas y secciones de bomba con sensores de velocidad que pueden hacer que la bomba permanezca sin carga hasta que alcance un determinado nivel de revoluciones por minuto e inversamente al apagarse. Esto se hace para disminuir las cargas durante el encendido y apagado. Si se sospecha que existe un problema de suministro de presión hidráulica, se necesitará realizar un estudio profundo del sistema de la bomba. Existen cuatro variaciones de diseño de las bombas, que se describen a continuación.

Bombas de flujo continuo

13.2.14 Una bomba de flujo continuo funciona a una presión de sistema constante previamente determinada y con un flujo constante. Cuando permanecen constantes las demandas del sistema, como cuando no se efectúan cambios operacionales, el sistema utiliza válvulas de desviación (bypass) para evitar los componentes del sistema de modo que el fluido regrese al reservorio para ser reciclado. Cuando surge una necesidad operacional, se abre una válvula que permite que el fluido ingrese en la cámara apropiada para su desplazamiento. El sistema de flujo continuo es altamente complicado, combinando desviaciones de presión completa y un intrincado sistema de válvulas para proporcionar una respuesta casi inmediata a la demanda seleccionada.

Bombas de desplazamiento variable

13.2.15 El flujo para la bomba hidráulica de desplazamiento variable se determina por las demandas del sistema. Un regulador detecta las caídas de presión y hace que se efectúen cambios para aumentar la salida de la bomba. El diseño de ésta tiene una serie de pequeños pistones en contacto con una placa oscilante. Cuando el sistema detecta la necesidad de añadir flujo y presión, las oscilaciones de la placa aumentan con la demanda lo que resulta en un recorrido mayor de los pequeños pistones para producir los resultados deseados. Cuando el sistema no pide valores adicionales, la placa oscilante permanece casi sin tambalearse excepto por una más oscilaciones “simbólicas” a efectos de hacer circular el fluido para lubricación y enfriamiento de la bomba.

Bombas según demanda

13.2.16 Las bombas según demanda pueden ser de flujo constante o de desplazamiento variable, pero proporcionan presión solamente cuando el sistema hidráulico está conectado. Es decir, cuando surge la necesidad operacional que requiere flujo y presión hidráulicos, la primera acción del sistema es arrancar la bomba. Luego el sistema responde, ya sea como flujo continuo o como desplazamiento variable, mientras se necesite el sistema hidráulico. Una vez completadas las acciones seleccionadas, y después de una demora previamente determinada, el sistema se apaga hasta que se necesite nuevamente. Para el funcionamiento del sistema de repliegue o despliegue del tren de aterrizaje, la palanca del tren de aterrizaje se coloca en la posición deseada, la bomba arranca, llega a la presión necesaria y las válvulas se abren para proporcionar presión hidráulica al lado adecuado del actuador. El tren de aterrizaje se mueve hasta llegar a su posición, el conmutador de posición se cierra y la válvula vuelve a la posición "apagada". La bomba funciona durante un breve intervalo de tiempo y luego se apaga hasta que se le pida funcionar nuevamente.

13.2.17 Las bombas según demanda son normalmente de accionamiento eléctrico y pueden estar colocadas en cualquier parte de la aeronave. Tienen un conmutador maestro de selección del funcionamiento en el puesto de pilotaje que acciona (o detiene) el funcionamiento de la bomba. Un caso común de mal funcionamiento de este sistema es que la bomba continúe funcionando aun después de haber cesado la demanda. Dado que estos sistemas pueden ser de alta presión se calientan rápidamente y pueden fallar si funcionan continuamente. Las fallas catastróficas pueden liberar fluido hidráulico bajo presión en la proximidad de conexiones eléctricas con lo que podría iniciarse un incendio. Por consiguiente, los investigadores deberían examinar la bomba según demanda como fuente de incendio si las pruebas indican que ha habido fuego en las cercanías. Además, si los sistemas hidráulicos no funcionan cuando surge la demanda deberían presentar una posición determinada del conmutador selector, dado que si la tripulación no ha accionado la bomba antes de la demanda se habría eliminado el funcionamiento normal del sistema. Esto puede notificarse como "falla hidráulica".

Bombas de succión

13.2.18 Algunos sistemas hidráulicos, especialmente en las aeronaves grandes, utilizan bombas de succión y acumuladores para asegurar un flujo constante de fluido hidráulico hacia las bombas principales. La gran distancia entre las bombas de accionamiento por motor y los reservorios, además del mayor volumen del fluido requerido para muchos subsistemas, dictan la necesidad de aumentar el suministro de fluido hidráulico de succión. Estas bombas son normalmente de funcionamiento eléctrico y una falla resulta típicamente en un impacto menor sobre el funcionamiento general del sistema. Los sistemas sin bombas de succión utilizan reservorios presurizados u otros medios mecánicos para proporcionar un caudal de fluido constante a la boca de succión de la bomba.

Acumuladores hidráulicos

13.2.19 Las bombas o reguladores hidráulicos no siempre pueden reaccionar con la suficiente rapidez para satisfacer grandes demandas de caudal hidráulico. Esto puede resultar en la disminución de la presión en el sistema, lo que no es deseable aun si solo ocurre durante un breve período de tiempo. Los acumuladores proporcionan energía hidráulica durante los momentos iniciales de mayor demanda de caudal del sistema hasta que el mecanismo de caudal variable de la bomba pueda responder. Una segunda ventaja de los acumuladores es su capacidad natural de contribuir a amortiguar los impulsos hidráulicos de alta frecuencia relacionados con la mayoría de los sistemas de bombas de pistones múltiples. Esta característica puede ser muy beneficiosa para reducir las fallas de los accesorios de plomería o por fatiga de componentes debidas a ciertos aspectos no deseados de la dinámica hidráulica.

13.2.20 Los acumuladores contienen fluido hidráulico y nitrógeno. Cuando el sistema funciona normalmente, la presión del fluido hidráulico se equipara con la presión del nitrógeno y el acumulador se encuentra en estado de equilibrio.

Reguladores de presión y válvulas de alivio

13.2.21 Los reguladores y válvulas de alivio deberían examinarse para ver si permanecen abiertos o cerrados y pueden someterse a pruebas para determinar sus reglajes reglamentarios. Estos elementos pueden incorporar resortes pesados y solo deberían ser desmontados por personal cualificado utilizando equipo adecuado para evitar lesiones personales.

13.2.22 Como regla, el sistema de bombas hidráulicas tiene su propio sistema de regulación de presión máxima. Si este sistema no regula, o si permite el surgimiento de crestas de alta presión perjudiciales, la válvula de alivio de presión principal de la aeronave compensa e impide el exceso de presión del sistema. Normalmente, la válvula de alivio principal se pone a un valor de presión máxima más elevado que el de la bomba, de modo que funciona solamente si hay un problema de suministro a ésta. Una válvula de alivio sometida a sobrepresiones prolongadas puede mostrar signos de sobrecalentamiento. Los fluidos hidráulicos de alta presión que pasan a través de un pequeño orificio o pasaje generan normalmente temperaturas elevadas que pueden provocar el sobrecalentamiento del sistema hidráulico o someter a una carga excesiva el sistema de enfriamiento del sistema hidráulico, si está instalado.

Colectores y módulos de presión

13.2.23 Estos centros de distribución deberían examinarse para ubicar la posición de cualesquiera válvulas de selector. Los módulos de presión normalmente se controlan en forma manual o por un motor eléctrico. Las posiciones que se determinen deberían relacionarse con el funcionamiento normal o de emergencia. Deberían verificarse los conectores y el cableado eléctricos correspondientes para determinar la seguridad, y los daños causados por problemas de instalación y eléctricos.

Válvulas selectoras y actuadores

Válvulas selectoras

13.2.24 Deberían examinarse las válvulas selectoras para determinar la posición e integridad de los enlaces de control. Algunas válvulas selectoras son operadas directamente a partir del puesto de pilotaje mediante cables o varillas de empuje. La posición de esas válvulas debería considerarse con cautela debido a que la rotura de la aeronave puede estirar los cables o quebrarlos, con lo que la posición de la válvula resultaría cuestionable.

Actuadores

13.2.25 Los actuadores hidráulicos pueden ser sencillos en cuanto a su funcionamiento o pueden ser complicados, dependiendo de su fidelidad. Si la finalidad del actuador es abrir o cerrar una puerta, por ejemplo, la presión se dirige a los puertos de extensión o retracción del actuador. No debería haber posiciones intermedias. Si se requiere un desplazamiento variable como para las superficies de mando de vuelo, los sistemas son algo más complicados. En estos casos, cuando el miembro de la tripulación mueve un mando en el puesto de pilotaje, se envía una señal eléctrica o mecánica a una válvula de medición instalada en el actuador.

13.2.26 Este detalle se describe para llevar al investigador a sectores donde puede obtenerse información fundamental. Es normal que las fuerzas de impacto provoquen daños o marcas que muestran la posición del émbolo o del pistón en el momento del impacto. Si no queda fijado en posición, esto muy probablemente exigirá el corte del actuador. Las posiciones de la varilla y del mecanismo de conexión del actuador deberían medirse externamente antes de un examen interno de modo que puedan compararse las mediciones de referencia externas con cualquier marca de impacto interna. El fabricante de la aeronave debería tener planos que correlacionen las dimensiones (externa e interna) con el desplazamiento de la superficie. Una vez seccionado el actuador, pueden observarse marcas de impacto.

Dependiendo de la edad del actuador, la camisa del cilindro puede exhibir indicios de desgaste significativos. Para los actuadores de desplazamiento variable, el desgaste principal se encontrará en la posición neutra o sin alimentación de potencia. Al apartarse de esta posición neutra, el desgaste disminuye hasta que se alcanza el límite normal del recorrido. La mayoría de las marcas de impacto estarán entre estas dos referencias. Para lograr precisión debe utilizarse una regla con marcas de medición de 1/100 pulgadas. En la Figura III-13-1 se muestran tres tipos de actuadores y las mediciones disponibles. Los gráficos ilustran el traslado de las mediciones hasta la posición de control.

13.2.27 La conexión adecuada de la varilla de entrada del actuador y del actuador con la superficie de mando es crítica, como también lo es la conexión de cualquier componente eléctrico. Cualquier marca de impacto fuera de esta gama de recorrido normal debería evaluarse con cautela. Durante la rotura debida al impacto, las superficies pueden ser impulsadas más allá de las gamas normales o pueden romperse las monturas del actuador, lo que podría permitir que la extensión (o retracción) vaya más allá de lo normal. Esas marcas de impacto deberían complementarse con otras pruebas antes de suponer que el actuador se encontraba efectivamente en esa posición. Análogamente, podrían observarse otras marcas de impacto. Normalmente, la primera marca en dirección de la posición final es la posición en el impacto inicial. Las otras probablemente se deberán a la secuencia de rotura de la aeronave.

13.2.28 Dos factores son fundamentales para utilizar las posiciones del actuador en el análisis de investigación. En primer lugar, y principalmente, ¡debe identificarse el actuador concreto! Los fabricantes de aeronaves utilizan normalmente un actuador común en varios lugares. Estos actuadores pueden estar todos trabajando al unísono para mover un sistema específico de emplazamientos múltiples o pueden estar operando mandos completamente diferentes. Cuando hay actuadores comunes y el actuador se encuentra desprendido de las superficies o la estructura circundantes, puede no ser fácil determinar cuál era el actuador que operaba un determinado mando. El segundo factor de importancia es la relación entre las fuerzas de impacto y la posición del actuador en su montaje. La marca del impacto normalmente se encontrará en el sentido de las fuerzas de impacto. Idealmente, la fuerza de impacto es perpendicular al actuador lo que permite que quede registrada una fuerte marca del impacto. No obstante, aun los impactos de ángulo oblicuo dejan señales. El sentido del impacto es necesario para determinar el lado de la camisa del cilindro del actuador que hay que seccionar. La evaluación de los actuadores en laboratorio debería ser realizada por especialistas. El investigador debería incluir la identificación del actuador así como información sobre la actitud de la aeronave en el impacto, de modo que el especialista pueda determinar el corte que más probablemente revelará las marcas del impacto inicial.

13.2.29 La última medida de cautela es que el investigador examine y busque pruebas correspondientes en otros actuadores o superficies. Por ejemplo, si se determina que un actuador de alerón tiene una marca de impacto que indica que la superficie de alerón correspondiente se ha torcido o doblado hacia abajo del impacto, un actuador del otro lado de la aeronave puede exhibir una marca del impacto que indique que su superficie de alerón se ha doblado hacia arriba. Este tipo de confirmación añade fiabilidad al análisis.

13.2.30 Una vez determinada la posición del mando de vuelo, la deflexión de la superficie de mando puede correlacionarse con el efecto aerodinámico. Por ejemplo, una deflexión determinada a una velocidad aerodinámica específica producirá un resultado predecible. No obstante, debería recordarse que una superficie de mando cuya deflexión no ha sido ordenada por la tripulación o por un subsistema regresará normalmente a una posición neutra. No puede suponerse la intención de la tripulación a partir de una posición neutra, a menos que se disponga de pruebas que indiquen otra cosa.

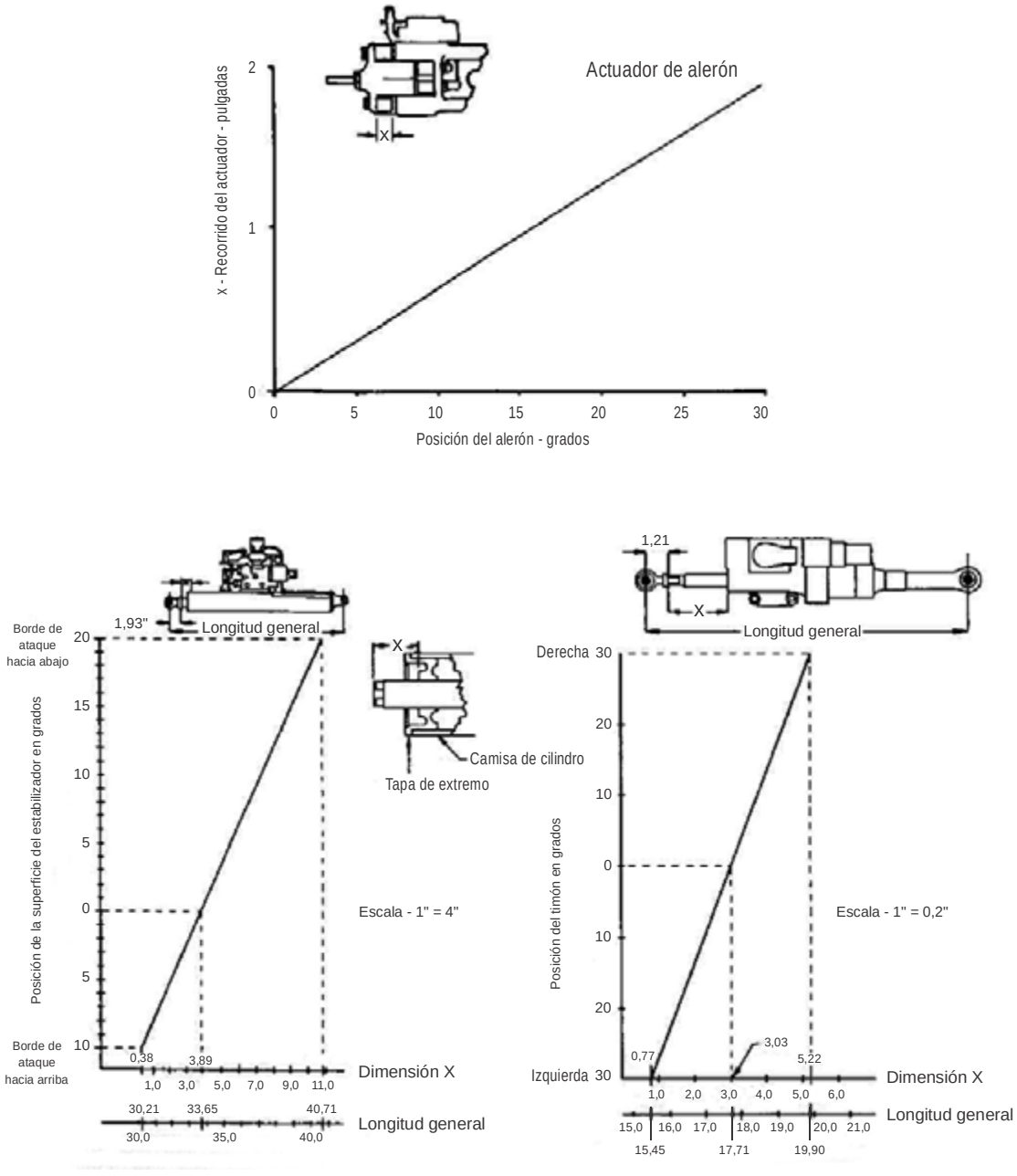


Figura III-13-1. Evaluación de la posición del actuador

Filtros y derivaciones (by-passes)

13.2.31 Deberían examinarse los filtros para determinar la cantidad y el tipo de contaminación que pueda estar presente. El investigador debería buscar especialmente materiales de sellos y juntas y partículas metálicas que podrían indicar una falla pendiente o existente en algún componente.

13.2.32 Los filtros mantienen limpio el fluido hidráulico. El buen funcionamiento de un sistema hidráulico depende de la ausencia de materiales o contaminantes externos. Los que tienen tamaño suficiente pueden interactuar o provocar atascos u obstrucciones en el equipo y las unidades de precisión. Los filtros hidráulicos pueden interceptar materiales y objetos microscópicos que serían perjudiciales para los sistemas hidráulicos. Dependiendo de su posición y de los componentes que estén protegiendo, el tamaño de los filtros se diseña en micrones. Por ejemplo, los actuadores de mandos de vuelo normalmente requieren protección hasta 5 micrones o menos. Normalmente, los filtros contienen una capacidad de derivación si llegan a un punto en que están bloqueando el caudal diseñado.

13.2.33 La adquisición, identificación e inspección en laboratorio de todos los filtros del sistema son de importancia fundamental en las investigaciones de problemas del sistema hidráulico. La identificación de los materiales encontrados en los filtros puede proporcionar indicios sobre fallas de componentes anteriores o productos de contaminación. Una vez que el filtro comienza la derivación, los contaminantes pueden ingresar a los componentes en funcionamiento. Entonces, el fluido hidráulico contaminado puede producir un funcionamiento errático de un componente que es muy sensible a los contaminantes, mientras que otros componentes menos sensibles continúan funcionando normalmente. Si es posible, deberían ubicarse todos los filtros cuando se sospeche un problema de mal funcionamiento del sistema hidráulico.

13.2.34 No es raro que una válvula de control de precisión o un actuador de mando de vuelo contenga su propio sistema de malla o filtro, que también debería verificarse para determinar si ha habido contaminación.

13.2.35 Los filtros de los componentes debería verificarlos el organismo que redacta el informe de desgaste del dispositivo. En realidad, a estos organismos no les agrada que las personas que trabajan en el terreno desmonten una unidad que ha de ser evaluada. Una carencia frecuente en la escena del accidente es la falta de tapones y tapas de ajuste hidráulico utilizadas para sellar los objetos destinados a las medidas de búsqueda del desgaste. Estos elementos deberían ser parte del conjunto de respuesta a accidentes específicos del tipo de aeronave de que se trate.

Tuberías y mangueras hidráulicas

Tuberías hidráulicas

13.2.36 Dependiendo de su función y aplicación, las tuberías hidráulicas pueden ser de aluminio puro, acero resistente a la corrosión, titanio u otros materiales. Los tubos de aluminio se utilizan normalmente para las líneas de presión de retorno, a menos que las líneas estén instaladas en áreas de temperatura elevada. En este caso, también las tuberías de retorno son de acero. Los cambios en la presión hidráulica causan algunas flexiones de los tubos, de modo que éstos se instalan en la estructura de la aeronave utilizando abrazaderas especiales que impiden el movimiento pero que no dañan la tubería hidráulica. Si las piezas de soporte de los tubos y abrazaderas de fijación no se instalan con arreglo a la orden técnica, pueden ocurrir fracturas o desgaste por rozadura de las tuberías.

13.2.37 La integridad del entubado de la aeronave normalmente se pierde en un fuerte impacto contra el suelo. Las redundancias integradas en el sistema normal de potencia hidráulica generalmente evitan que los posibles problemas de tuberías sueltas o rotas conduzcan a un importante accidente de aviación a menos que, por supuesto, el fluido se encienda. El número de incidentes relacionados con fallas de plomería de un sistema único parecen indicar que la redundancia incorporada cumple con su finalidad. La única desviación respecto de lo anterior ocurre cuando falla un actuador de mando de vuelo doble o válvula que utiliza dos o más sistemas de potencia hidráulica. En caso de

fractura o falla en un área o pared común a ambos sistemas, se pierde la denominada redundancia. En realidad, si la aeronave cuenta con un sistema de potencia hidráulica de emergencia, también cabe esperar que éste falle de la misma forma.

13.2.38 Se sabe que el mantenimiento y las reparaciones de la plomería hidráulica han sido "actores" principales en accidentes de aviación. Problemas locales de fabricación de tuberías, sustituciones metálicas incorrectas, doblado de tubos inexactos que hace necesario forzar el tubo para alinearlo, no sustitución de abrazaderas de la instalación original, ajuste excesivo o insuficiente de las conexiones o errores de instalación que resultan en el rozamiento de un tubo contra una estructura u objeto adyacente pueden provocar una atomización hidráulica de alta presión. Las tuberías hidráulicas de las aeronaves se encaminan, aseguran y protegen contra desgastes por rozadura pero ocasionalmente, debido a las actividades de mantenimiento, puede ocurrir que las tuberías hidráulicas rocen contra componentes de la aeronave y motores u objetos adyacentes. Esto crea orificios muy pequeños en la tubería, lo que resulta en una corriente muy pequeña de fluido hidráulico que escapa a una velocidad extremadamente alta. El fluido hidráulico que escapa es muy inflamable en estas condiciones y, si entra en contacto con un componente caliente como los de un motor, normalmente se produce un incendio. El fuego es similar al de una antorcha o soplete y se sabe de casos en que ha fundido rápidamente materiales tolerantes al calor.

13.2.39 Las tuberías hidráulicas y piezas de ajuste deberían examinarse para determinar su seguridad, presencia de fugas o pérdidas y otras pruebas de fallas que puedan haber ocurrido antes del accidente. También deberán verificarse instalaciones inadecuadas, piezas de ajuste falsas y materiales inadecuados para tuberías.

Mangueras hidráulicas

13.2.40 Las mangueras se utilizan en todo el sistema hidráulico para conectar los diversos componentes de la red de tubos. Las mangueras se necesitan para proporcionar flexibilidad, de modo que los componentes puedan moverse y también para aislar los componentes con respecto a las vibraciones y otras actividades que impedirían el uso de tubos fijos. Las mangueras varían según la aeronave, pero normalmente tienen un tubo interior de Teflón® revestido con una superficie de tela de caucho reforzado la cual, a su vez, está cubierta de acero trenzado. Las mangueras pueden ser montadas en fábrica o pueden montarse localmente en los talleres de hidráulica de un proveedor de mantenimiento. Algunas mangueras son preformadas para aplicaciones específicas. Colocar una manguera inadecuada donde se ha especificado una manguera preformada puede conducir a tensiones no deseadas y a fallas de la manguera.

13.2.41 La mayoría de las mangueras se conectan a la tubería de la aeronave y a sus componentes con acoplamiento permanente. No obstante, se trata de componentes conectados utilizando ajustes de desconexión rápida. Los ajustes de desconexión rápida casi siempre se utilizan para conectar las bombas hidráulicas accionadas por motor al sistema de la aeronave. Los ajustes de desconexión rápida tienen con frecuencia características de cierre automático de modo que un ajuste puede aflojarse sin una pérdida significativa de su nivel hidráulico. Si se utilizan en la plomería de mandos de vuelo, los ajustes de desconexión rápida pueden contener características de alivio de presión que permiten la operación sin restricciones de su característica hidráulica de control doble en una separación accidental. Los ajustes de desconexión rápida pueden cablearse en el lugar a efectos de seguridad, pero con más frecuencia se basan en un mecanismo de bloqueo interno para mantener su integridad. Otros conectores en el sistema pueden o no cablearse para seguridad. El manual de mantenimiento de la aeronave indicará los requisitos del cableado de seguridad.

13.2.42 Las mangueras hidráulicas parecen estar mejor protegidas o recibir mejores inspecciones que las tuberías, pero siguen expuestas a desgaste por rozadura. Las mangueras, cuando se encaminan cerca de piezas o estructuras de los compartimientos de motores, están cubiertas normalmente de un revestimiento antirozadura o una combinación de materiales ignífugos. Las mangueras de alta presión construidas con tubería de cable trenzado de alta resistencia tienen un modo de falla frecuente relacionado con el desgaste por rozadura. Después de una fractura, la falla resulta obvia, pero para detectar un caso típico de rozadura o desgaste, el investigador debe utilizar una lupa de 10 aumentos.

13.2.43 Las fallas de manguera normalmente son resultado de rozaduras o de fallas en los extremos del conector y ocasionalmente se deben a la baja calidad de los repuestos fabricados localmente. Errores de instalación, como la ausencia de control del estado de la manguera al ajustar la conexión, hacen que ésta se tuerza en una posición anormal. Esta falla ocurre más probablemente cuando la manguera se conecta a una unidad que tiene movimiento en la conexión.

13.2.44 De interés particular para el investigador cuando examine mangueras flexibles que han fallado es el uso industrial de las mangueras preformadas. Las mangueras utilizadas en los motores y en áreas de espacio limitado de los compartimientos de las aeronaves se fabrican a veces con una curvatura definida particularmente. Lamentablemente, el grado de contorno no siempre se observa fácilmente, y la manguera puede instalarse en sentido inverso o en oposición a los contornos deseados. Esto coloca la manguera en una posición tensionada, probablemente causa problemas de margen de separación y afecta su vida de servicio. Una manguera preformada normalmente se anuncia como tal y se menciona en las instrucciones de mantenimiento. Se han entregado mangueras preformadas con alambres y cintas de fijación para forzar su ingreso a cajas que no tienen la forma adecuada para la manguera en particular.

13.2.45 Con frecuencia, la longitud de la manguera es crítica y las mangueras que son demasiado cortas pueden estirarse y fallar mientras que las demasiado largas pueden trabarse en componentes mecánicos conexos o retorcerse fracturando el tubo interior.

13.2.46 Los ajustes de desconexión rápida han sido un factor en incidentes y accidentes. En virtud de su finalidad, normalmente están ubicados en posiciones donde es difícil conectarlos u observar su estado de fijación. Algunos diseños contenían una característica de autofijación, pero luego se determinó que necesitaban un cableado de seguridad. Independientemente de si el diseño incorpora o no una característica de verificación de fluido bloqueado, una separación accidental normalmente compromete la seguridad de vuelo. La determinación de la condición de un ajuste de desconexión rápida después de un accidente es, por lo general, fructífera. Si el dispositivo de desconexión rápida estaba conectado, las tuberías muestran signos de estiramiento o falla o el propio dispositivo muestra señales de una separación forzosa.

13.2.47 La causa más frecuente de falla hidráulica debida a pérdida de fluido se relaciona con el conjunto de piezas de fijación hidráulica que utilizan contratuerca y junta tórica. Existe una posición óptima para que la junta realice su función. Si la pieza de conexión se enrosca muy profundamente entonces, cuando se ajusta la contratuerca, la junta tórica pasa a la parte superior de la rosca. Si no se enrosca a la profundidad correcta, la junta tórica estará en contacto con el área de rosca inferior. Cualquiera de estas posiciones corta o daña la junta tórica. La posición final correcta de la junta tórica después de asegurar la contratuerca debería estar en el medio de la sección no roscada, o por lo menos no estar en contacto con la rosca. Suponiendo que se selecciona el tamaño y material de la junta correctos, la segunda preocupación sería un problema de ubicación e instalación.

13.2.48 Durante una investigación no es raro encontrar sueltas las tuercas “B” del tubo de conexión, lo que provoca sospechas de que dichas tuercas no habían sido adecuadamente apretadas. Durante una rotura, si el tubo se ve sometido a una considerable carga de tensión, se estira en el extremo aliviando la tensión de la tuerca como de aflojamiento manual o como retroceso. Esta condición se acepta generalmente como “normal” cuando se descubre un gran número de tuercas sueltas.

Contaminación del aire

13.2.49 Es normalmente difícil o imposible confirmar que hay aire atrapado en el sistema hidráulico después de ocurrido un accidente de aviación. Las pruebas de aire atrapado y de fluido hidráulico se pierden normalmente si el accidente produce daños significativos a la aeronave. Debería sospecharse la existencia de aire en el sistema hidráulico cuando los registros revelan que el acumulador o el reservorio necesitaban un reabastecimiento frecuente de nitrógeno antes del accidente. Esta es probablemente el área más difícil de aislar cuando se evalúa el sistema

hidráulico durante una investigación. El aire atrapado en un sistema hidráulico cerrado puede producir varios problemas, comenzando con un control errático de la bomba y cavitación en la misma, que puede provocar daños mecánicos a su mecanismo. Un informe de piloto respecto a la fluctuación de presión en el sistema hidráulico, respuesta errática de los mandos o vibración de alta frecuencia o ruido inusuales cuando se aplica el sistema hidráulico pueden ser indicaciones de presencia de aire en el sistema.

Componentes hidráulicos y neumáticos: ensayos funcionales

13.2.50 Antes de iniciar los ensayos de los componentes hidráulicos, se deben obtener muestras de fluido para analizar a fin de determinar si existe contaminación, el contenido de ácidos y agua y el tipo de fluido. Una vez montado el componente en un banco de ensayos y conectadas las mangueras de presión, se pondrá la unidad en funcionamiento para purgar los pasajes de aire. El primer fluido que salga de las puertas de retorno debería capturarse en un contenedor adecuado y examinarse a efectos de determinar si hay materiales foráneos en la unidad. Un trozo de material de la junta u otros desechos pueden haberse alojado en las válvulas o pasajes y podrían extraerse durante la purga. Se debe establecer la presión de trabajo del componente y asegurarse de que el equipo de ensayo puede proporcionar presión y caudal de fluido adecuados.

13.2.51 El fluido hidráulico de cada sistema hidráulico debería analizarse utilizando espectrografía de masas para determinar los contaminantes que puedan estar presentes, incluyendo aditivos y mezclas de fluidos hidráulicos. Los resultados deberían compararse con los requisitos de servicio aceptables con arreglo a las especificaciones del fabricante y del explotador y el manual de mantenimiento.

13.2.52 Los ensayos de los componentes hidráulicos y neumáticos deberían abarcar el funcionamiento de las válvulas de verificación, las válvulas de alivio, las válvulas de cierre y los grados de fugas. Deberían verificarse las bielas de los actuadores para determinar las fuerzas de arranque requeridas para el movimiento inicial a partir de la posición estática. Se deben buscar pruebas de fugas internas excesivas o de derivaciones. Se debería realizar un desmontaje – examen interno si las condiciones lo justifican. Habrá que examinar especialmente el estado de las juntas y válvulas, pruebas de sobrecalentamiento, cavitaciones y piezas excesivamente desgastadas. El procedimiento de ensayo funcional del fabricante será muy detallado e incluirá todas las tolerancias necesarias. Estos procedimientos deberían seguirse cuidadosamente.

13.3 SISTEMAS ELÉCTRICOS

13.3.1 Las pruebas externas, declaraciones de la tripulación, registros de a bordo, informes de testigos, registros de comunicaciones del control de tránsito aéreo, etc., proporcionarán generalmente la dirección inicial para la investigación del sistema eléctrico. Esta información puede aplicarse conjuntamente con los manuales de mantenimiento de la aeronave para identificar los componentes clave del sistema, los segmentos del cableado, etc., para realizar evaluaciones detalladas. Estos aspectos deberían recibir entonces consideración prioritaria durante las operaciones de recuperación.

13.3.2 El sistema eléctrico está integrado por un dispositivo o dispositivos de producción de energía y sus sistemas de control, acoplamientos mecánicos o de fluidos, inversores o transformadores rectificadores, equipo electrógeno de emergencia, cableado eléctrico, disyuntores o fusibles, conectores y barras ómnibus.

Generadores, alternadores e inversores

Generalidades

13.3.3 Los dispositivos de producción de energía eléctrica en la mayoría de las aeronaves modernas son alternadores que proporcionan potencia eléctrica por corriente alterna de 200/115 voltios a 400 hercios (ciclos por segundo). Estos dispositivos son impulsados normalmente por los motores y el número total en cada motor o aeronave varía considerablemente sobre la base de la energía eléctrica total necesaria y la capacidad de generación de cada dispositivo. Cuanto mayor sea la necesidad de potencia eléctrica, mayor será el número de alternadores. Deberían consultarse los manuales de la aeronave en cuestión para obtener detalles específicos.

13.3.4 Algunas aeronaves y especialmente las de la aviación general tienen 12 ó 28 generadores de corriente continua. Casi sin excepciones estos están conectados directamente al motor mediante un acoplamiento mecánico.

13.3.5 La salida de los alternadores o generadores se regula mediante unidades de control del dispositivo. Estos dispositivos protegen al sistema o aparato eléctrico cuando ocurren casos de mal funcionamiento. Normalmente, las funciones de protección se refieren a sobrevoltajes, subvoltajes, variaciones de frecuencia en generadores de corriente alterna (alternadores), diferencias excesivas entre fases en los generadores de corriente alterna, defectos de las barras ómnibus y corrientes de inversión. Los dispositivos de control son a prueba de fallas en el sentido de que una falla interna hace que el generador de corriente alterna o continua salga de la línea.

Acoplamientos mecánicos o de fluidos

13.3.6 El método más común de conectar los alternadores con los motores es una unidad impulsora de velocidad constante (CSD). Estos son acopladores de fluidos que funcionan de forma muy similar a la transmisión en un automóvil y están integrados por una bomba hidráulica, motor hidráulico y mecanismos de regulación de control de velocidad.

13.3.7 Los acopladores impulsan al alternador a una velocidad casi constante, aunque el motor funcione entre reposo y plena potencia. Los impulsores de velocidad constante tienen su propia alimentación de aceite y un intercambiador de calor de aceite a aire para refrigerar el aceite de acoplamiento. Los impulsores de velocidad constante utilizan aceite de motor, pero los sistemas son completamente independientes del sistema de aceite del motor. Muchos de los acopladores pueden desconectarse a distancia durante el vuelo en caso de mal funcionamiento, pero normalmente no pueden volver a conectarse en vuelo una vez que se han desconectado. Además, algunos impulsores de velocidad constante tienen desconexión automática en condiciones de sobrecalentamiento extremo.

13.3.8 El principio del funcionamiento del alternador exige una velocidad constante para proporcionar alimentación eléctrica regulada, de modo que nunca se conectan directamente a los motores que utilizan acoplamientos mecánicos. Lo opuesto ocurre para los generadores, que casi siempre están conectados directamente con los motores mediante acoplamientos mecánicos. El eje de acoplamiento mecánico para los generadores normalmente contiene un punto de cizalladura o punto débil que se diseña para servir como punto de falla controlada en caso de falla mecánica o agarrotamiento en el generador. Esto a su vez desconecta mecánicamente el generador del motor. El concepto de punto de cizalladura desconecta mecánicamente el generador en caso de falla mecánica importante y no desconecta el generador cuando ocurre un mal funcionamiento eléctrico interno. La característica de desconexión a distancia de muchos de los impulsores de velocidad constante para alternadores ha demostrado ser más satisfactoria que los acoples con cizalladura en los sistemas de generadores de corriente continua más antiguos.

Dispositivos de conversión de potencia

13.3.9 Las aeronaves pueden requerir potencia eléctrica de 28 voltios en corriente continua y 200/115 voltios en corriente alterna a 400 Hz. De modo que, independientemente de si la aeronave tiene alternadores de 200/115 voltios en corriente alterna o generadores de 28 voltios en corriente continua, se necesitan dispositivos de conversión de potencia para convertir la energía eléctrica en corriente continua a corriente alterna o vice versa.

13.3.10 Los transformadores-rectificadores de 28 voltios en corriente continua se instalan en las aeronaves equipadas con alternadores para proporcionar una fuente fiable de potencia eléctrica en corriente continua. La corriente continua se necesita para muchos de los circuitos de control de iluminación y para recargar las baterías de la aeronave.

13.3.11 Los inversores de 115 voltios en corriente alterna a 400 Hz se instalan en las aeronaves equipadas con generadores para proporcionar la energía eléctrica necesaria en corriente alterna. Un inversor es un motor eléctrico de corriente continua conectado a un generador de corriente alterna. La potencia de corriente alterna se necesita para la mayoría de los sistemas de comunicaciones, navegación y radar.

13.3.12 Además, los modernos sistemas de computadora exigen una amplia gama de voltajes de entrada y tipos de corriente. Algunos sistemas utilizan microvoltios y miliamperios. Las necesidades de electricidad pueden resultar críticas para el funcionamiento de los sistemas y los investigadores deberían determinar los requisitos de éstos y la secuencia de producción de energía diseñada para satisfacerlos.

Análisis de mal funcionamiento

13.3.13 Los investigadores deberían examinar los componentes indicados anteriormente para determinar pruebas de existencia de arcos o centelleo, quemado, escobillas defectuosas, conexiones inadecuadas de alambres o cables y sobrecalentamiento. El examen visual de los generadores puede detectar señales de salida excesiva. Cuando un generador funciona con una carga excesiva durante más de un período de tiempo relativamente breve, el aumento de calor provocará descoloración de las barras del conmutador o fusión de la soldadura. En casos graves, las barras del conmutador pueden elevarse hasta un punto donde interfieran con las escobillas provocando la rotura de éstas y su remoción. Si se determina esa condición, resulta evidente que la salida del generador se efectuó a través de una trayectoria de resistencia más baja que la prevista lo que sugiere firmemente la presencia de un cortocircuito en alguna parte del sistema de potencia eléctrica.

13.3.14 Deberían examinarse los cojinetes de rodamiento para determinar el grado de lubricación, desgaste, holgura y rugosidad. Los rodamientos gastados o sueltos pueden hacer que la armadura o el rotor entren en contacto con los devanados del inductor o del estátor y provocar otros daños internos. Los daños por rotación (arañazos periféricos, rizos) en rotores o estátores de motores eléctricos, dinamotores, inversores y giróscopos indican que el componente estaba girando en el momento del impacto y, por lo tanto, se disponía de cierta potencia eléctrica (corriente alterna o corriente continua). Esto no es infalible, dado que los giróscopos pueden girar durante un tiempo considerable e introducir así la posibilidad de que la alimentación del dispositivo se haya interrumpido algún tiempo antes del impacto. Los componentes que más probablemente presenten pruebas de daño por rotación son los impulsores de bomba elevadora de presión de combustible, cajas de impulsores, ventiladores de refrigeración conectados con las armaduras y cajas correspondientes. Se encuentran pruebas de marcas o rayaduras en estos elementos en muchos casos cuando la armadura y los inductores están relativamente intactos y libres de cualquier contacto físico entre el rotor y el estátor. El daño por rotación encontrado en generadores impulsados por motor o alternadores pueden apoyar otras pruebas de que se disponía de energía eléctrica. Esta evidencia en sí solo muestra que la máquina estaba girando y no es necesariamente prueba de que se estaba proporcionando energía eléctrica. El impulsor de velocidad constante debería ensayarse junto con el alternador cuando las condiciones lo permitan.

13.3.15 Se deben examinar los rotores y los cojinetes. A veces, los generadores, alternadores y motores más grandes están tan gravemente dañados que el estátor ha golpeado alrededor del rotor, lo que hace que la separación sea difícil. Puede permitirse una separación forzosa del rotor cuando sea mediante una prensa mecánica, dado que las pruebas de marcas por rozamiento no se destruirán en la separación forzosa. En casos graves quizá tenga que aserrarse el estátor en forma longitudinal para separar ambos componentes.

13.3.16 Los cojinetes de los componentes eléctricos giratorios deberían examinarse para determinar si el componente sufrió daños por rotación durante el impacto. Cuando ocurren daños antes del impacto, es necesario determinar el efecto sobre el sistema inmediato, otros sistemas y las operaciones de la aeronave.

13.3.17 Deberían examinarse los conmutadores para determinar si hay señales de arco o centelleo, rugosidad y puentes de cobre. Los puentes de cobre provocan cortocircuitos entre segmentos y una conexión en paralelo no deseada de los devanados de la armadura.

Fallas del eje impulsor

13.3.18 En ocasiones los ejes impulsores (ejes huecos) de los generadores de corriente continua impulsados a motor pueden fallar. Es importante reconocer los distintos tipos de fractura que pueden ocurrir.

13.3.19 Un eje fracturado en el punto de cizalladura o corte (parte rebajada o garganta cerca del extremo) y con apariencia de haber sido cortado en un torno, probablemente haya fallado en la sección de cizalladura designada debido a una repentina parada del generador, tensiones de rotación anormales inducidas por sobrecarga del generador o por frotamiento mecánico excesivo debido a fallas de cojinetes y la resultante fricción entre rotor y rotor.

13.3.20 Ha habido casos de fuego provocado por generadores debido a que el eje no se escindió en la sección de corte designada y permitió la rotación de la armadura hasta más allá del momento de destrucción del generador. El calor anormal generado por el frotamiento del rotor contra el estátor ha provocado la ignición de los tubos de combustible, hidráulicos y de aceite cerca del generador. También hay casos en que el eje se escindió en una sección distinta de la sección de corte designada debido al sobrecalentamiento inducido o a una desalineación extrema debida a fallas del rodamiento del generador. Es normal que un eje de generador se corte cuando se experimenta una parada repentina del motor. Hay también casos de falla de eje provocadas por doblado o torcedura cuando el generador o impulsor de velocidad constante se ve sometido a cargas laterales durante el impacto contra el suelo. Cuando no puedan determinarse fácilmente las causas de las fracturas de eje, se debería solicitar ayuda de especialistas en metalurgia o estructuras.

Fallas del impulsor de velocidad constante

13.3.21 Los impulsores de velocidad constante pueden comprender un eje de cizalladura similar al que se encuentra en los generadores de corriente continua. Las fallas de eje pueden deberse a falla interna del generador de corriente alterna o trabado de éste durante el impacto. Debería inspeccionarse el aceite del impulsor de velocidad constante para determinar su cantidad y estado. Un sobrecalentamiento grave puede resultar en decoloración del aceite y rotura. El impulsor de velocidad constante puede contener un indicador de diferencia de presión del filtro de aceite para indicar la contaminación o bloqueo de éste. Con frecuencia, los impulsores de velocidad constante contienen dispositivos térmicos para desconectar automáticamente el alternador cuando el aceite se sobrecalienta por cualquier motivo. Estos dispositivos deberían examinarse. Los impulsores de velocidad constante que no hayan experimentado daños todavía pueden girar. De ser así, puede ser posible verificar completamente el impulsor en un banco de pruebas adecuado. Si el eje no gira, puede ser necesario un informe formal de desmontaje. El mal funcionamiento de los impulsores de velocidad constante puede hacer que el generador de corriente alterna gire a un número de revoluciones por minuto inferior al prescrito. Esto a su vez resulta en una salida de frecuencia de alternador incorrecta. La frecuencia debe mantenerse para que los alternadores puedan conectarse en paralelo y para que los diversos componentes sensibles a las frecuencias funcionen en forma adecuada.

Baterías

13.3.22 Normalmente las baterías sufrirán daños graves durante los impactos fuertes debido a su ubicación y montaje. Las baterías que no estén dañadas proporcionan la mejor fuente de información, pero algunos datos pueden determinarse a partir de materias dañadas. El estado de las baterías puede ser muy importante dado que proporcionan energía eléctrica de emergencia para los equipos críticos en condiciones de emergencia.

13.3.23 Puede emplearse un hidrómetro para verificar la gravedad específica del electrolito en las baterías de plomo-ácido. Una gravedad específica que indica un alto grado de carga con un máximo voltaje disponible indica que los sistemas están funcionando normalmente. Una batería con carga baja sugiere que puede haber existido una situación que requiriera el uso de energía eléctrica de emergencia antes del impacto o que la batería era vieja y no funcionaba plenamente. Debe ejercerse cautela al abrir las baterías para buscar pruebas físicas como una desintegración parcial o extensa de las placas positivas, deformación o distorsión de todas las placas, o grandes cantidades de sedimento (partículas de sulfato de plomo) en el fondo de la caja. Estos datos indican un estado deficiente de la batería.

13.3.24 Se necesita asistencia de un especialista en baterías para ensayar la carga de las baterías alcalinas (nickel-cadmio, plata-celda, etc.). El estado de carga de estos tipos de batería no puede determinarse verificando el voltaje o la gravedad específica del electrolito. Las celdas individuales no se cargan en forma pareja debido a que cada una toma una carga ligeramente diferente. Un desequilibrio importante entre las cargas de celda puede sugerir que la batería está muerta aunque se indique una carga completa de 12 ó 24 voltios. Esto se debe a que las celdas más débiles se descargan primero. Una celda muerta puede impedir el funcionamiento adecuado de la batería durante una situación de emergencia.

13.3.25 Puede ocurrir una explosión del compartimento de baterías con baterías plomo-ácido y alcalinas. La explosión puede ser resultado de los gases de carga o de embalamiento térmico. La explosión de gases de carga tiene la apariencia de una explosión externa mientras que los problemas de embalamiento térmico se asemejan a un estado y explosión de sobrecalentamiento interno. Debería consultarse un especialista cuando se sospeche que ha habido embalamiento térmico.

Transformadores rectificadores

13.3.26 Estos dispositivos convierten la corriente alterna en corriente continua y se utilizan cuando el sistema básico de energía eléctrica es alimentado por alternadores. Estas unidades son de estado sólido y su condición y capacidad de funcionamiento solo pueden establecerse mediante ensayos.

Reguladores de voltaje y frecuencia y control del inversor

13.3.27 Los dispositivos como los reguladores de voltaje, reguladores de frecuencia y relays de corte de corriente inversa así como los paneles de protección o control del generador de estado sólido deberían ensayarse para determinar sus reglajes de control anteriores y su capacidad de funcionar con arreglo al diseño. Los contactos y bobinas del relays pueden examinarse para determinar si ha habido mal funcionamiento y también deberían ensayarse los circuitos internos para comprobar su integridad. Las unidades deberían examinarse en detalle cuando se observen casos de mal funcionamiento o discrepancias.

Centros de distribución

13.3.28 Todas las barras ómnibus, regletas de bornes y cajas de conexión deberían examinarse en procura de señales de daños a las conexiones de cables y alambres. El investigador también debería buscar pruebas de pernos sueltos, formación de arcos entre bornes adyacentes, sobrecalentamiento y quemado. Las conexiones inadecuadas pueden provocar un calor suficiente como para derretir las barras ómnibus y las cajas de bornes alrededor de las bases de los pernos: esto podría conducir a la pérdida de partes del sistema eléctrico o incluso a la pérdida completa de energía eléctrica. Estas condiciones también han provocado fuegos eléctricos durante el vuelo y en tierra. También debería examinarse la posibilidad de que objetos foráneos puedan haber caído a través de los bornes, como resultado de cortocircuitos directos y fuego.

Protectores de circuito

13.3.29 Este rubro comprende fusibles, disyuntores y limitadores de corriente. Estos dispositivos se instalan para proteger el cableado solamente. Los componentes que funcionan con electricidad normalmente tienen una protección integral si el fabricante lo considera necesario. Todos los protectores de circuito deberían examinarse para determinar si hubo disparos o derretimiento de los fusibles de cinta. Los disyuntores pueden activarse si son sometidos a calor aplicado externamente como en un incendio posterior al impacto y también pueden dispararse cuando se produce a un choque físico fuerte. Esto podría dar al investigador desprevenido una indicación errónea de mal funcionamiento de circuitos; por consiguiente, dicho circuito debería examinarse con más profundidad antes de formular un diagnóstico. Los fusibles y limitadores de corriente pueden permanecer intactos aunque ocurra un mal funcionamiento de circuitos si la falla eléctrica se elimina rápidamente. Por ejemplo, un cable de alimentación puede entrar en cortocircuito con tierra en la estructura de la aeronave y quemarse rápidamente antes de que el protector tenga la oportunidad de reaccionar. Los disyuntores tienen tendencia a deteriorarse con el tiempo y sus intensidades nominales pueden cambiar. Se ha encontrado corrosión interna en algunos disyuntores, lo que ha hecho que no se activaran en absoluto. Tales condiciones podrían transformar una falla eléctrica en un grave problema.

Relés y solenoides

13.3.30 Los contactos de relé deberían examinarse para determinar si ha habido quemado y picaduras. Incluso puede encontrarse que se han soldado entre sí. También cabe verificar si existen resortes débiles o rotos en el relé y devanados abiertos, en cortocircuito o quemados. Deberían examinarse los solenoides para determinar si ha habido sobrecalentamiento o bobinas falladas. Estas conclusiones pueden llevar a detectar casos de mal funcionamiento de los circuitos conexos.

Motores eléctricos

13.3.31 Deberían examinarse los motores eléctricos para determinar pruebas de daño o deterioro eléctrico y de funcionamiento en el momento del impacto. Se deben examinar el cableado, las escobillas, los conmutadores o los anillos colectores y los arrollamientos de armadura del inductor: hay que buscar pruebas de sobrecalentamiento, quemado, formación de arcos, conexiones defectuosas y arrollamientos abiertos o en cortocircuito. Se debe examinar el componente impulsado por el motor para determinar su estado, buscando especialmente un caso de mal funcionamiento que podría ser perjudicial para la operación del motor. Se debe verificar el acoplamiento o conexión del impulsor para ver si ha sido cortado o está intacto. Los motores pueden impulsar ventiladores u otros componentes giratorios que podrían brindar pruebas operacionales si se determinan marcas o torceduras en las aspas del ventilador, o rozaduras de un componente giratorio cuando se separó de su caja. Puede haber señales en los componentes giratorios que indicarían que la unidad estaba en reposo o que no funcionaba cuando ocurrió el daño físico. Deberían examinarse los cojinetes del motor para determinar si hubo desgaste o flojedad que permitiría a la armadura entrar en contacto o rozar con los soportes de la bobina del inductor. Deberían examinarse el conmutador y las escobillas para ver si hay puentes de cobre, escobillas rotas o alambres sueltos en las escobillas.

Cableado eléctrico

13.3.32 El examen de campo debe limitarse a lo que el investigador puede ver o medir con poca asistencia analítica. Una lupa y un multímetro serán las mejores herramientas para esta labor. La finalidad de este examen es identificar todo cableado que deba quitarse para analizar en laboratorio. Hay tres motivos básicos por los cuales el cableado sería importante para la investigación: fue la fuente de ignición para un incendio, contribuyó a la falla de sistemas importantes de a bordo o proporciona información sobre posibles escenarios del accidente.

13.3.33 Los daños a los cables son causados frecuentemente por uno de estos tres mecanismos de falla, a saber, eléctrica, mecánica o por fuego. Deberían examinarse los cables para determinar las características de falla y la condición de la misma. Las características de la falla son las características físicas que el investigador puede examinar o ensayar. Esta prueba física puede utilizarse para reducir las condiciones presentes antes como durante o después de un suceso. Cada característica de falla estará relacionada con uno o más conjuntos de posibles condiciones de falla. Las condiciones de falla son los mecanismos que provocaron el daño. El investigador utilizará las pruebas para tratar de determinar cuáles eran las condiciones de fallas que estaban realmente presentes durante el accidente.

Tipos de cable

13.3.34 El tipo de cable para aeronaves de mayor tamaño se conoce normalmente como cable "de conexión/enganche". Estos cables son principalmente de cobre y se utilizan como cables de interconexión entre piezas de equipo, arneses de cableado fijados a la célula y para interconectar cables dentro de los equipos. Otros tipos de cableado que pueden encontrarse, y que deberían examinarse, comprenden los cables de conductores múltiples, los cables de alto voltaje, los cables de datos de fines especiales y los cables coaxiales o multiaxiales blindados.

13.3.35 En el cableado de aeronaves se emplean dos aleaciones de cobre:

a) aleación de alta conductividad libre de oxígeno, que es 99,99% cobre puro y tiene una temperatura de recocido de 370º – 650°C; y

b) una aleación de cobre de alta resistencia que por lo general se trata de una aleación de cadmio-cobre o de cadmio-cromo-cobre. Esta aleación ha mejorado las propiedades mecánicas incluyendo una mayor resistencia a la tracción y resistencia al recocido a elevadas temperaturas. Esta aleación tiene una temperatura de recocido de 535º – 760°C.

13.3.36 El alambre de cobre utilizado en las aeronaves está revestido para proporcionar protección ambiental y promover mejores conexiones. El revestimiento se aplica a cada hilo del conductor, normalmente mediante galvanoplastia.

13.3.37 Los conductores están provistos de revestimientos aislados que proporcionan protección ambiental y mecánica, así como aislamiento eléctrico. La mayoría de todos los cables de aeronave utilizan materiales de aislamiento polimérico. El vidrio trenzado, la cinta de vidrio y otros materiales se utilizan en menor medida. Además, es común revestir también los manojos de cables en camisas de materiales arrollados o extruidos para proteger más aun el cableado respecto de daños mecánicos.

13.3.38 Con frecuencia ocurren arcos eléctricos cuando dos conductores de polaridad opuesta se aproximan mucho uno del otro. La formación de arcos de los conductores a la célula de aluminio también es común dado que ésta se encuentra normalmente en potencial de tierra del sistema eléctrico. Ocurre también contacto intermitente debido al descascarillado y rotura del aislamiento. El calentamiento se debe a la corriente de arco y a la caída de voltaje que ocurre cuando éste se establece. El producto voltaje-corriente relacionado con el arco representa la potencia térmica disponible que puede provocar el derretimiento de los conductores. Por ejemplo, un cortocircuito de 20A en un sistema de 28V resultará en 560 vatios de potencia térmica. Gran parte de esta potencia se disipará en un área relativamente pequeña cerca del arco. La experiencia con soldadura de arco sugiere que el voltaje en el arco estará entre 10 y 35V

para corrientes de hasta varios cientos de amperios. La formación de arcos se relacionará con el derretimiento no uniforme y la pérdida de material conductor.

Características de falla

13.3.39 Pueden observarse características de falla específicas que contribuirán a identificar la condición de falla de un cable en particular. Las características de falla deberían distinguirse de la condición de falla dado que no hay una relación biunívoca entre las condiciones y las características resultantes. Por ejemplo, la recristalización puede deberse a condiciones de sobreintensidad eléctrica o de exposición al fuego.

13.3.40 Varias de las características de daños pueden aparecer en áreas no uniformes. Por ejemplo, puede haberse dañado menos de una pulgada de cable. En otros casos, el daño es uniforme sobre un área grande, a veces de hasta varios pies de largo. Independientemente de si el daño es uniforme o no, esto puede contribuir a verificar el mecanismo de falla involucrado.

a) La recristalización es provocada por un sobrecalentamiento eléctrico o daño por fuego. El proceso de trefilado o estirado en frío del alambre de cobre resulta en una reducción del tamaño del grano y un alargamiento o elongación de la estructura granular del cristal a lo largo del eje del alambre. Si este se calienta posteriormente hasta la temperatura de recristalización, la estructura granular sufre una transformación.

b) La presencia de “cuentas” en los extremos del cable indica la formación de arco eléctrico. Cuando el cable está involucrado en el arco eléctrico se da un calentamiento no uniforme y extremo. Este calentamiento hace que el cobre se derrita y forme glóbulos esféricos o “cuentas” en los extremos de los hilos de los cables. Los extremos de cable con “cuentas” son una característica no uniforme. Cabe comprender que los extremos de cable con “cuentas” se deben a veces al daño por fuego. (Véase la Figura III-13-2.)

c) La transferencia de metales es indicio de formación de arco eléctrico. Esta transferencia ocurre cuando se forma un arco entre dos conductores con energía lo suficientemente alta para que una de las superficies metálicas se caliente hasta la vaporización. En algunos casos, el metal se transfiere en pequeñas gotas que son visibles en las superficies adyacentes. Deberían realizarse ensayos comparativos de transferencia de metales utilizando muestras de materiales no dañados como referencia.

d) Una fractura de copa y cono es indicio de falla mecánica. Una fractura de copa y cono puede ocurrir cuando el material dúctil de los cables sufre tensiones que superan su resistencia a la tracción. Durante los accidentes ocurren con frecuencia casos de elevado esfuerzo de tracción. Inicialmente, en esos casos, el cable se alargará. El alargamiento está acompañado de una disminución de la sección denominada estricción. Una vez que ocurre la estricción se forman cavidades en el centro y se forman grietas radiales. La propagación de las grietas forma un labio de corte cerca de la superficie con un ángulo de 45°. La copa característica consiste en una región plana central con hoyuelos y un labio de corte exterior de 45°; la superficie de fractura opuesta constituye el cono.

e) La falla de aislamiento es una falla eléctrica, pero puede iniciarse mediante la abrasión mecánica o el descascarillado. La falla de aislamiento es la rotura eléctrica catastrófica del material de aislamiento. Normalmente se atribuye a una baja resistencia a los arcos y es provocada por la carbonización del material aislante. El aislamiento carbonizado es conductor y proporciona una trayectoria de corriente entre el conductor y otros componentes eléctricos activos. La falla de aislamiento puede ocurrir con el tiempo, o puede suceder muy repentinamente como cuando se inicia por abrasión mecánica del material aislante. En todo caso, la falla de aislamiento constituye normalmente un suceso inicial y va acompañada de formación de arcos.

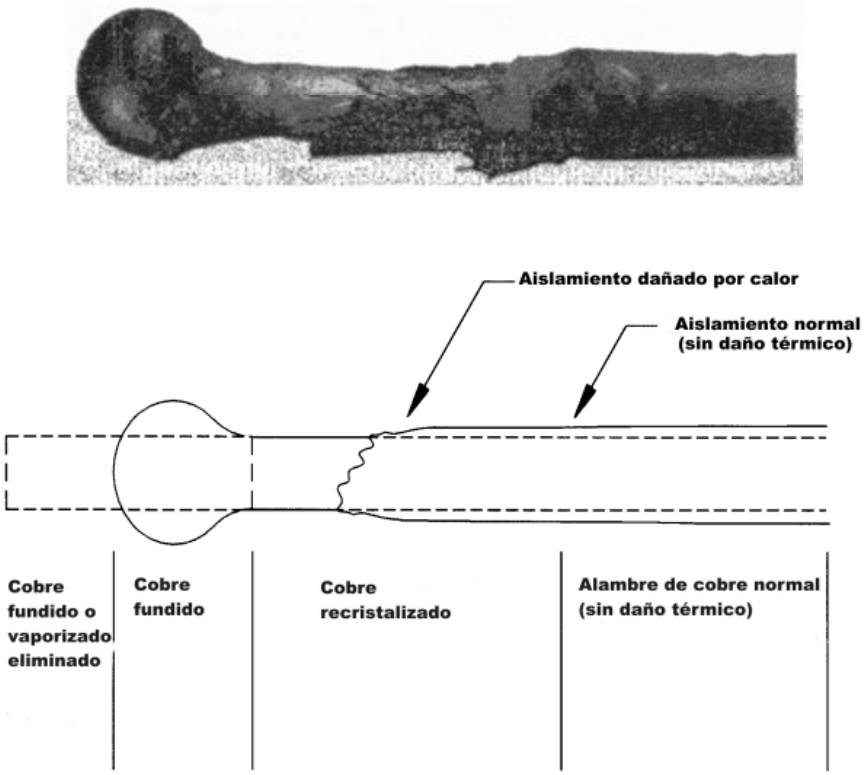


Figura III-13-2. Extremo de cable con "cuentas" debidas a la formación de arco

i) En las primeras etapas de la rotura del aislamiento, ocurren descargas de baja corriente entre el conductor y otros componentes activos. Estas pueden ocurrir en lugares con imperfecciones puntuales en el aislamiento o en lugares en que este ha sido afectado por contaminación química.

ii) En los dobleces o curvas del alambre, pueden formarse grietas radiales debidas a defectos de fabricación o daños por rozadura que se propagan completamente a través del material aislante al conductor. El conductor desnudo queda así expuesto con relativa rapidez, acelerando catastróficamente la rotura. Los factores ambientales pueden acelerar considerablemente el deterioro de las propiedades mecánicas del aislamiento. Entre los ejemplos están la luz solar (radiación ultravioleta), la humedad y diversos fluidos de la aeronave. El problema tiene especial gravedad en los entornos húmedos.

iii) El daño térmico al aislamiento es causado por la exposición a cualquier fuente de calor y no es específico de una condición de falla determinada. Los materiales poliméricos experimentan una rotura química a temperaturas elevadas. Aunque todos los materiales son diferentes, algunos cambios comunes en sus propiedades son: decoloración gradual, normalmente oscurecimiento, pérdida de flexibilidad y formación de grietas así como pérdida de resistencia eléctrica. El daño térmico grave hace que algunos aislantes se desmenucen o que se "descamen" del conductor. El investigador debería ejercer un cuidado adicional para preservar el material aislante sospechoso para análisis de laboratorio.

iv) *Daños en la superficie interior del aislante.* Cuando el aislamiento se desprende del conductor, la superficie interior aparece decolorada mientras que la superficie exterior no lo hace. Esto sugiere que el propio conductor fue la fuente de calor como en el caso de una sobrecorriente eléctrica.

v) *Daño en la superficie exterior del aislamiento.* El aislamiento sufre daños en su superficie exterior solamente. Esto sugiere que la fuente de calor era externa.

vi) *Cambios de resistencia del aislamiento.* Las resistencias normales de aislamiento superan los 100 megaohms cuando se miden entre la superficie exterior del aislamiento y el conductor en condiciones ideales. Después de daños térmicos importantes, pueden medirse resistencias por debajo de 1 megaohm. Esto puede utilizarse para verificar el daño. El Kapton es un ejemplo de material que exhibe este comportamiento.

vii) *Vidriado.* Algunos materiales presentan un aspecto brillante o vidriado cuando han sido expuestos a una fuente de calor radiante. Las polimidas son un ejemplo de aislamiento que puede presentar esta evidencia.

viii) La temperatura máxima a la que estuvo expuesto un cable o aislamiento es una valiosa información para la investigación de accidentes. Lamentablemente, el daño térmico depende de la temperatura y del tiempo de exposición, de modo que es difícil establecer una temperatura máxima a partir del examen visual del aislamiento solamente. Sin embargo, es normal obtener algunos indicios de temperaturas que pudieran haberse alcanzado observando el daño relativo a las propiedades conocidas del material aislante.

ix) El derretimiento del aislamiento polimérico es un indicador común. El aislamiento formado con polímeros termoplásticos mostrará un derretimiento antes de que ocurra una importante rotura química. A continuación se indican las temperaturas de fusión de algunos materiales de este tipo que proporcionarán una guía aproximada durante el examen:

Polietileno	100º-150 ºC
Cloruro de polivinilo (PVC)	221 ºC
Nailon	200º-250 ºC
Politetrafluoruroetileno (PTFE)	327 ºC

x) Los polímeros termoendurecibles no se fundirán a temperaturas elevadas. Los primeros signos de daño pueden ser la formación de grietas o la decoloración. A continuación se indican algunas temperaturas de servicio máximas normales para algunos materiales termoendurecibles:

Siliconas	260 ºC
Polimidas	60º-315 ºC

xi) La carbonización del aislamiento de polimidas aromáticas ocurre en la gama de 650 ºC.

f) *Decoloración del conductor.* La decoloración del conductor es causada por la exposición al calor y es resultado de la oxidación y absorción de los materiales de revestimiento por el cobre. Se han observado cambios de color característicos en cables a temperaturas ligeramente elevadas, aun antes de que ocurra un daño térmico considerable. Aunque por sí mismos los cambios de color no son importantes, pueden proporcionar algunos indicios útiles al investigador durante los exámenes visuales iniciales.

En los incendios posteriores al impacto están presentes muchos compuestos químicos que pueden provocar la decoloración de los conductores. A continuación se indican ejemplos que deberían utilizarse como puntos generales de referencia solamente.

i) Alambre revestido de plata. Entre 200º-250ºC, la plata y el cobre se difunden entre sí. El alambre pierde su apariencia brillante y adopta un color marrón apagado.

ii) Alambre revestido de estaño. Un mecanismo similar ocurre a temperaturas más bajas en la gama de 150º-170ºC.

iii) Después de que desaparece el revestimiento se forman en la superficie del conductor óxidos de cobre marrones, rojos y negros. El color puede depender del espesor de la capa de óxido.

iv) Se forman compuestos de cobre de color verde cuando el metal básico queda expuesto a humedad, agua y otros líquidos. Esto ocurre a veces cuando el cobre está expuesto a los elementos como resultado de daño térmico extremo o formación de arcos.

v) Con frecuencia los alambres revestidos de plata adoptan un color amarillo apagado a temperaturas relativamente bajas. Esto puede ser causado por la formación de sulfuro de plata o de otros compuestos del metal. El combustible, los fluidos hidráulicos y la espuma antiincendios pueden dar lugar a la formación de varios compuestos de este tipo. Puede ser necesario realizar análisis específicos.

Examen de campo

13.3.41 Es importante recordar precisamente dónde estaba ubicado el cableado antes de extraerlo de la aeronave. Se recomienda realizar croquis del área a mano y tomar registros fotográficos. Cuando un cable se corta para extraerlo, deberían etiquetarse cada uno de los extremos del corte e indicarse con un número de identificación exclusivo. Este número debería utilizarse como referencia en los croquis e incluirse en la fotografía siempre que sea posible. El investigador debería tratar de extraer la mayor sección posible del cable. Esto proporciona a los analistas de laboratorio partes útiles de cable no dañado para fines de comparación. Si es posible, deberían extraerse en su totalidad de extremo a extremo manojos de conductores o conductores individuales.

13.3.42 Si se sospecha la existencia de fallas de cableado en el punto de conexión con una parte del equipo, este debería extraerse conjuntamente con los cables. Debería ejercerse cautela al extraer el equipo, especialmente cuando la propia interconexión está en cuestionamiento. La resistencia efectiva de las conexiones corroídas, sueltas o parcialmente soldadas puede alterarse considerablemente por pequeños movimientos.

13.3.43 Cuando se sospeche la formación de arcos, deberían extraerse otros segmentos de alambre o material de célula cercanos, además del cableado en cuestión. Esto permitirá analizar el material en las superficies opuestas mediante el espectrómetro de dispersión de la energía (EDS) a efectos de verificar los materiales transferidos durante la formación del arco. Siempre debería incluirse el análisis de los materiales del arco con partes no dañadas a efectos de análisis comparativo.

Determinación de la condición de fallas

13.3.44 El daño a los cables es un proceso complejo. Normalmente no es posible relacionar una característica de falla con una condición de falla. Por ejemplo, la recristalización se relaciona con el daño térmico y la sobrecorriente. Las características de falla presentes en el accidente deben identificarse en primer lugar. En la Tabla III-13-1 se proporciona una lista de verificación de todas las características que pueden utilizarse durante el proceso de examen.

Tabla III-13-1. Lista de verificación de características de falla

CARACTERÍSTICA	SÍ	NO	COMENTARIOS
RECRISTALIZACIÓN			
Uniforme			
No uniforme			
“Cuentas” en extremo de cable			
Conductor único			
Conductores múltiples			
TRANSFERENCIA DE METALES			
Depósitos en conductor — EDS			
Depósitos en estructura — EDS			
SUPERFICIES DE FRACTURA DE COPA Y CONO			
Alambre de hilo único			
Alambre de hilos múltiples			
FALLA DE AISLAMIENTO			
Aislamiento carbonizado			
Aislamiento de polimida			
Rozadura			
DAÑO TÉRMICO			
Fuente de calor externa			
Decoloración – Parte exterior del aislamiento			
Decoloración – Parte interior del aislamiento			
Estado			
Temperatura normal para descomposición o derretimiento			
Descomposición aparente			
Cambio de resistencia eléctrica			
DECOLORACIÓN DEL CONDUCTOR			
Fuente de calor externa			
Fuente de calor en el conductor			
Revestimiento del cable			
Temperatura aproximada para decoloración			
Uniforme			
No uniforme			

13.3.45 Una vez identificadas las características de falla, puede evaluarse la condición de falla aplicando la Tabla III-13-2 siguiente.

Tabla III-13-2. Lista de verificación de la condición de falla

CONDICIÓN	SÍ	NO
SOBREINTENSIDAD ELÉCTRICA		
Recristalización		
Decoloración de conductores		
Daño uniforme		
FORMACIÓN DE ARCOS ELÉCTRICOS		
“Cuentas” en extremos de cable		
Transferencia de materiales		
Daños no uniformes		
FALLA DE AISLAMIENTO		
Rozadura		
Aislamiento carbonizado		
Daño no uniforme		
FALLA MECÁNICA		
Superficie de fractura de copa y cono		
Alargamiento del extremo de cable		
DAÑO TÉRMICO EXTERNO		
Aislamiento dañado en parte exterior versus punto interior		
Recristalización		
Daño no uniforme		
Cambios de resistencia del aislamiento		

Componentes eléctricos: ensayos funcionales

13.3.46 Los ensayos más sencillos pueden consistir en hacer funcionar generadores, alternadores e inversores en un banco de pruebas para determinar su capacidad de proporcionar potencia eléctrica adecuada sin carga y con carga completa. Durante estos ensayos, si su estado lo permite, deberían utilizarse los reguladores de voltaje y frecuencia o los paneles de control acoplados.

13.3.47 Deberían examinarse los motores eléctricos para determinar si hay arrollamientos en cortocircuito o abiertos del inductor y la armadura, escobillas y conmutadores en mal estado o pruebas de mal funcionamiento que habrían causado que extrajeran corriente excesiva. Debe asegurarse el uso de energía eléctrica de voltaje y fase adecuados al ensayar estos componentes. Los relés y reguladores así como los componentes de control del sistema eléctrico de la caja negra exigirán ensayos más detallados. Los relés tendrán por lo general reglajes de operación específicos que deberían determinarse a partir de manuales del sistema en cuestión o de información proporcionada por el fabricante. El tipo y número de modelo del relé deben establecerse al procurar estas especificaciones.

13.3.48 Debería examinarse la condición de la barra de carbón de los reguladores de voltaje y la frecuencia de tipo pila de carbono después de los ensayos para determinar sus capacidades de regulación. El deterioro de la barra hará que los reguladores funcionen mal. Los paneles de protección y control del generador y alternador son principalmente de carácter electrónico y exigirán equipo de ensayo especial. Se debe asegurar que se obtienen diagramas y especificaciones de circuitos detallados para los ensayos y solución de problemas de estos componentes. En muchos casos han resultado fallas en relés y componentes de regulación cuando el servicio eléctrico esencial se había perdido debido al sobrecalentamiento del equipo, sobrevoltaje y toma excesiva de corriente e incluso fuegos eléctricos destructivos.

Lámparas incandescentes (bombillas eléctricas)

Introducción

13.3.49 El análisis de las bombillas eléctricas se ha empleado durante varios años para ayudar a los investigadores a determinar si se disponía de energía eléctrica en los diversos sistemas de la aeronave. Las investigaciones actuales muestran que la edad de la lamparilla desempeña un papel importante en el análisis. Las bombillas sometidas a las mismas fuerzas-g durante el mismo número de milisegundos variarán considerablemente según su edad. La información siguiente brindará un panorama general de las técnicas de análisis de las lámparas incandescentes.

Nota.— La investigación de campo de las bombillas eléctricas debería limitarse a indicaciones de "caliente clásico" o "frío clásico" debido a que se desconoce la edad de la mayoría de estas.

13.3.50 El análisis de las bombillas eléctricas tras un impacto contra el suelo de una aeronave puede ser una técnica muy importante para interpretar las pruebas físicas relacionadas con el estado de la alimentación eléctrica de la aeronave en el momento del impacto. Las técnicas y conceptos básicos son relativamente sencillos. El daño al filamento de la lamparilla durante el impacto es diferente dependiendo de si ésta estaba encendida o apagada en el momento del impacto.

13.3.51 Si bien las técnicas y conceptos son relativamente sencillos, la interpretación fiable del daño al filamento puede ser muy compleja. Esto se debe a la dinámica del impacto, los diferentes tipos de bombillas eléctricas, la edad de éstas y las diferentes orientaciones de las lamparillas con respecto al eje o ejes de fuerza del impacto. Por consiguiente, los resultados deberían compararse cuidadosamente con otras pruebas y apelarse a un especialista si el análisis de las bombillas eléctricas contradice otras pruebas o si las conclusiones tienen importancia crítica para las conclusiones y recomendaciones de la investigación del accidente.

Terminología

13.3.52 En la Figura III-13-3 se muestra una ilustración de los componentes que se describen a continuación.

a) *Envoltura o ampolla de vidrio.* La estructura del filamento está rodeada por una ampolla de vidrio. Esta ampolla está al vacío o rellena de un gas inerte para impedir la oxidación del filamento.

b) *Filamento de Tungsteno.* Los filamentos de lámparas incandescentes están hechos de tungsteno casi puro. Los requisitos del voltaje y potencia determinan las dimensiones de este alambre que normalmente es tan largo que debe arrollarse o arrollarse doblemente para entrar en la ampolla.

c) *Hilos de contacto.* Los hilos de contacto proporcionan puntos de apoyo eléctrico a los extremos del filamento. Los hilos deben sobresalir de la ampolla para las conexiones eléctricas externas. Los hilos son de un material especial denominado Dumet, una aleación de nickel-hierro con un revestimiento exterior de cobre. La aleación tiene un coeficiente de expansión térmica que se asemeja mucho al del vidrio; el revestimiento de cobre proporciona un sellado fiable de la ampolla.

d) *Alambres de sujeción.* Aunque los hilos de contacto son los medios principales de sujeción mecánica del filamento, muchos diseños requieren un apoyo adicional. Por ejemplo, la lamparilla de tipo 327 tiene dos alambres de sujeción. Los alambres de sujeción son normalmente de molibdeno, debido a su elevado punto de fusión: 2 410 °C.

e) *Soporte de vidrio.* Un soporte de vidrio fija los hilos de contacto a la base de la lámpara o casquillo. Este soporte es de material no conductor para separar eléctricamente los hilos de contacto del casquillo.

f) *Base o casquillo.* La mayoría de las lámparas están equipadas con un casquillo metálico para proporcionar apoyo mecánico a la ampolla de vidrio y su contenido, así como a uno de los contactos eléctricos. Hay tres tipos de casquillo:

Las lámparas de casquillo de brida tienen una brida circunferencial cerca de la parte inferior que ayuda a mantener la lámpara en su portalámparas.

Las lámparas de casquillo de bayoneta tienen dos pequeñas patas (bordes) en el casquillo que encajan en ranuras del portalámpara. Este tipo de conexión requiere un pequeño movimiento de giro o torcimiento para que la lámpara encaje en su lugar.

Las lámparas sin casquillo tienen alambres conductores soldados directamente a placas de circuito impreso o caja de bornes.

g) *Contactos eléctricos.* Cada tipo de lámpara debe tener por lo menos dos contactos eléctricos. En las lámparas sin casquillo los alambres conductores proporcionan ambas conexiones. En las lámparas de brida y bayoneta el cuerpo del casquillo metálico constituye un contacto. Un botón metálico montado en el aislamiento de la parte inferior del casquillo constituye el otro contacto.

Variables

13.3.53 El tipo y el carácter de la carga del impacto pueden afectar considerablemente la forma en que se daña el filamento. Deben examinarse cuidadosamente los restos de la aeronave para determinar el carácter del impacto, especialmente la magnitud y duración, para permitir una evaluación fiable de las lamparillas eléctricas de la aeronave.

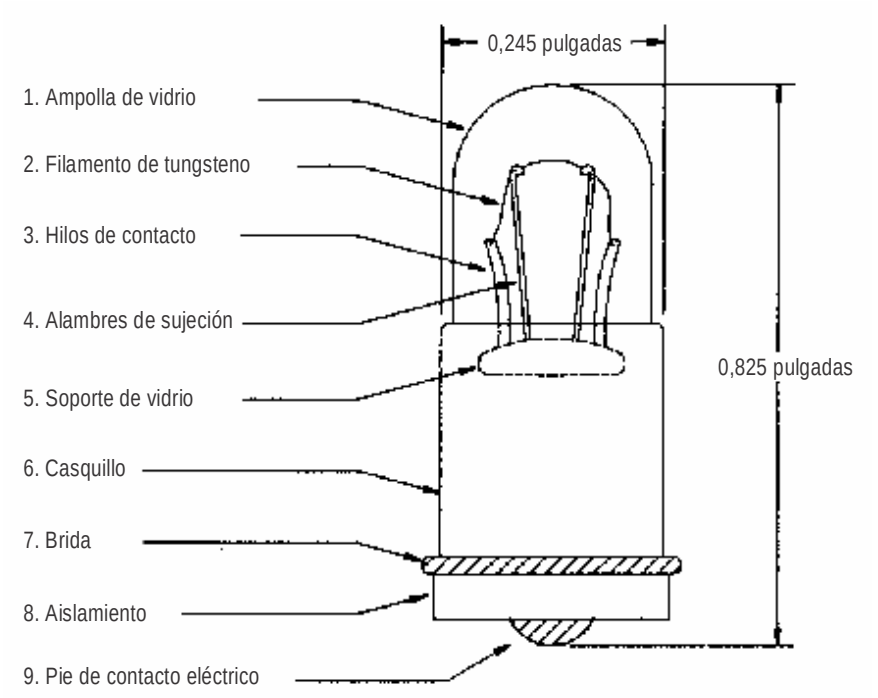


Figura III-13-3. Componentes de una lámpara incandescente pequeña de casquillo de brida

13.3.54 La lamparilla incandescente básica de las aeronaves presenta un filamento de tungsteno arrollado suspendido entre dos hilos. El arrollamiento acorta efectivamente la longitud del filamento, haciendo que la bombilla sea más compacta. El tipo más común de lamparilla cuenta con un filamento arrollado en forma de U invertida cuyos extremos están conectados con los hilos de contacto y cuya sección superior está sostenida por dos alambres de sujeción. Hay muchos otros tipos, pero todos presentan características de falla similares, teniendo algunos de ellos modos de falla más pronunciados.

13.3.55 En los sistemas de iluminación normales de las aeronaves se encuentran varios voltajes, pero todos tienen esencialmente la misma función. La corriente del voltaje aplicado desarrolla una temperatura de funcionamiento del filamento de unos 1 600°C. La temperatura es más baja cerca de los bornes y los alambres de sujeción debido a que estos funcionan como sumideros de calor. El filamento calentado se deforma fácilmente cuando se somete a fuerzas externas extremas. Cuando el voltaje desciende del valor de funcionamiento de diseño también lo hace la temperatura del filamento. El voltaje aplicado y la corriente resultante determinan la temperatura del filamento y, en consecuencia, el grado de ductilidad del filamento en el momento del impacto. Este hecho constituye el principio básico de las técnicas de análisis de bombillas eléctricas.

13.3.56 El envejecimiento de la lamparilla también afecta el modo de falla. Las temperaturas elevadas y la exposición prolongada a la corriente provocan en todos los filamentos de alambre fino un fenómeno conocido como “muescado.” Las muestras son irregularidades en forma de diente de sierra en la totalidad o en parte de la superficie del filamento después de que la lamparilla ha estado funcionando durante un cierto tiempo. El muescado es más evidente en las lamparillas de corriente continua que en las de corriente alterna. La edad (grado de muescado) afecta las características de falla de los filamentos. Los filamentos fríos con fuerte muescado se destruyen completamente en impactos fuertes. La edad también puede distorsionar el filamento formando bucles y curvas en el mismo, pero esto normalmente no afecta el enrollamiento tenso del filamento. De modo que los bucles y curvas debidos al envejecimiento pueden identificarse normalmente comparándolos con los provocados por fallas de impacto en las lamparillas eléctricas.

13.3.57 La orientación de la bombilla puede ser importante dependiendo de si las fuerzas se ejercen paralelamente al eje de la lamparilla o perpendicularmente al mismo. Por otra parte, debido a que en la mayoría de los accidentes de mucha fuerza “g” se registran muchos impactos, las fallas de las lamparillas son causadas por múltiples y variadas cargas y no por una única fuerza de orientación fija.

Evaluación

13.3.58 El investigador debería recoger y etiquetar tantas lamparillas eléctricas como sea posible para facilitar comparaciones como parte del análisis de lamparillas incandescentes. La identificación de las lamparillas que deberían haber estado encendidas o apagadas en el momento del impacto ayudará a evaluar cada lamparilla en cuestión. Es muy importante documentar adecuadamente la ubicación de la lamparilla que se evaluará.

13.3.59 Deberían evaluarse los filamentos utilizando lupas de 8 a 10 aumentos como mínimo. Los laboratorios cuentan con dispositivos más poderosos que pueden proporcionar información adicional en casos críticos.

13.3.60 Los filamentos de las lamparillas eléctricas son normalmente arrollamientos ajustados y con separación pareja entre la base y los alambres de sujeción del filamento. Cuando el arrollamiento se calienta y se expone a un golpe de intensidad suficiente, los arrollamientos simétricos se distorsionan y muestran un estiramiento y una desubicación aleatorios. El grado de estiramiento o distorsión depende de la magnitud y dirección del choque o de la carga-g. Un filamento caliente normalmente no se rompe; no obstante, la condición de encendida no debería descartarse sumariamente solo porque se haya roto el filamento.

a) Los filamentos que tienen roturas claras y brillantes sin decoloración de la ampolla indican una falla por impacto en una lamparilla no encendida.

b) Los filamentos que tienen glóbulos o nódulos derretidos en los extremos rotos con una ampolla decolorada indican una lamparilla quemada, probablemente antes del impacto.

c) Los filamentos que están fuertemente estirados (desenrollados) indican que la lamparilla estaba encendida en el momento del impacto.

d) Los filamentos de envolturas (ampollas) rotas pueden estirarse por contacto con objetos foráneos. En estos casos, el filamento aparecerá como un resorte muy estirado y la distancia entre las vueltas será básicamente simétrica pero muy alargada. Puede ocurrir decoloración del filamento si éste estaba caliente cuando se rompió la ampolla.

Conmutadores

13.3.61 Los conmutadores eléctricos de aeronave presentan una amplia gama de diseños con manivelas de palanca y giratorios. Todos los conmutadores deberían documentarse en cuanto a la posición en que se encontraron. Si es posible, deberían recuperarse los conmutadores que todavía se encuentran en el panel de montaje. Esto permite que el investigador observe la documentación y la pertinencia de otros conmutadores en el mismo panel.

13.3.62 Siempre que la posición del conmutador constituya un factor en la investigación, también debería considerarse la posición de los conmutadores cercanos. Los miembros de la tripulación que alcanzan un determinado conmutador sin identificarlo correctamente pueden seleccionar inadvertidamente el conmutador incorrecto. Esto no les dará la respuesta deseada y a veces complicará su análisis de una condición debida a la selección de medidas no deseadas. Normalmente, esto resultará en una cuestión para los investigadores en cuanto a por qué la tripulación no seleccionaría un curso de acción apropiado (el conmutador deseado) y, después de considerar los conmutadores vecinos, llegar a la conclusión de que solo se cometió un error de selección de conmutador.

13.3.63 Los conmutadores involucrados en un incendio pueden cambiar su apariencia externa debido al derretimiento del material fenólico de aislamiento. La condición y posición de “según se recuperó” es importante para evaluar la posición real del conmutador antes del fuego. Es necesario realizar un examen interno de cualquier conmutador sospechoso cuando resulte evidente que ha sido afectado por fuego.

Conmutadores de palanca

13.3.64 Los conmutadores de palanca pueden ser de dos posiciones o de posiciones múltiples. Normalmente conservarán la última posición seleccionada, a menos que sean sometidos a impacto de objetos foráneos así como a elevadas cargas de impacto en la dirección del movimiento del dispositivo. No obstante, estos conmutadores tendrán ciertas señales de estos casos. Si las fuerzas de impacto son suficientemente elevadas como para provocar el movimiento del conmutador, otros conmutadores del mismo diseño y sentido de movimiento se verían afectados en forma similar. Si objetos foráneos golpean el conmutador y cambian su posición, podría identificarse una marca testigo en el lado apropiado del dispositivo.

13.3.65 El tamaño de la palanca del conmutador es importante para determinar las cargas que son necesarias para modificar su posición seleccionada. Algunos conmutadores se diseñan para identificarlos por el tacto y, por consiguiente, tienen una cubierta mayor que facilita una forma que puede identificarse al tacto. Cuanto mayor sea el diseño de la palanca, mayor masa tendrá y más fácil será que se desplace durante el impacto. También deberían considerarse aspectos de diseño específicos:

a) *Conmutadores con bloqueo de palanca.* Estos conmutadores se diseñan de modo que el operador tenga que levantar la palanca del conmutador antes de moverla. Este diseño tiene por objeto impedir la activación inadvertida. Por consiguiente, los conmutadores con bloqueo de palanca son más resistentes a las fuerzas de impacto o a la reubicación por objetos foráneos y normalmente presentarán pruebas que indican que habían actuado estas fuerzas. Algunos conmutadores con bloqueo de palanca se diseñan con el mecanismo de bloqueo requerido para un sentido en movimiento. El otro sentido se diseñará con una rampa que permite mover el conmutador en ese sentido sin que el operador tenga que levantar el conmutador. En este caso, puede ser posible que las fuerzas de impacto o los objetos foráneos hagan cambiar la posición del conmutador si se aplican en sentido de la rampa.

b) *Conmutadores con bloqueo eléctrico.* Algunos conmutadores se diseñan con un resorte que mantiene el conmutador en una determinada posición a menos que circule una corriente eléctrica (a veces desde otro circuito) que permita que el conmutador se mantenga en posición solo mientras haya corriente. Si se interrumpe la corriente, el conmutador regresará a una posición sin alimentación sin que intervenga el operador. Por consiguiente, la posición del conmutador en estado sin alimentación no es prueba de selección por el operador.

c) *Conmutadores protegidos.* Los conmutadores diseñados para utilizar solamente en condiciones que exijan decisiones específicas, como en los procedimientos de emergencia, tendrán a veces la adición de una protección ubicada sobre el dispositivo. A efectos de activar el conmutador, el operador debe levantar primero la guarda de protección. Estas guardas de protección pueden estar cableadas en la posición cerrada para proporcionar una indicación positiva de selección por el operador. En algunos diseños, una ranura en la guarda puede permitir que ésta se cierre en torno del conmutador después de la activación. En otras, la guarda es sólida y debe permanecer abierta durante el uso del conmutador. Además, estas guardas de protección sólidas pueden estar relacionadas con conmutadores bloqueados o con bloqueo de palanca desactivado que regresarán a su posición protegida con solo regresar la guarda a la posición “abajo”. Esto también permite que las fuerzas de impacto o de objetos foráneos alineados con el sentido de movimiento de retorno modifiquen la identificación de la selección del conmutador, dado que las fuerzas necesarias para mover la guarda de protección serían significativamente menos que para mover el propio conmutador. Todo cableado de seguridad de la guarda debe evaluarse a fin de determinar su estado antes de decidir si el conmutador estaba o no activado antes del impacto.

Conmutadores giratorios

13.3.66 Los conmutadores de selección giratoria normalmente conservan la última posición seleccionada a menos que un objeto foráneo los golpee. Normalmente esto será muy evidente por la presencia de marcas testigo en el conmutador giratorio.

Disyuntores

13.3.67 Los disyuntores realizan dos funciones en los sistemas eléctricos de la aeronave. Su finalidad principal es proporcionar protección contra sobreintensidad para el cableado de la aeronave. Su segunda función es cortar la potencia en los circuitos eléctricos que no contienen ningún otro mecanismo de conmutación.

13.3.68 Los disyuntores pueden ser la causa de un accidente. Pueden abrirse a corrientes inferiores a las nominales o no abrirse en condiciones de cortocircuito. Estas fallas pueden ser provocadas por varias otras fallas mecánicas y eléctricas que hacen que los sistemas de la aeronave pierdan potencia eléctrica o se sobrecalienten.

Construcción

13.3.69 La construcción de disyuntores térmicos para aeronaves depende del fabricante y de los valores nominales y la aplicación. Las estructuras mecánicas han cambiado a lo largo de los años; por consiguiente, la edad es también un factor. En la Figura III-13-4 se muestra una fotografía de un tipo de disyuntor.

Funcionamiento

13.3.70 a) *Operación manual.* El botón permite abrir manualmente el disyuntor. La posición del botón también indica el estado del disyuntor. Si se oprime el botón se cierra el circuito y se bloquea el mecanismo. Puede tirarse del botón para abrir el circuito. El eje del botón tiene una banda blanca visible solamente cuando éste está en la posición abierta. Esto constituye un indicio adicional de que el disyuntor está abierto.

b) *Disparo de sobreintensidad.* Si ocurre un disparo de sobreintensidad cuando el disyuntor está en la posición cerrada, los contactos eléctricos se abren y el botón sale. El disyuntor debe ser restablecido manualmente después del disparo. Esto se hace empujándolo hasta que enganche.

c) *Mecanismo de disparo.* El contacto móvil es un elemento esencial del mecanismo de disparo por sobreintensidad en el disyuntor. Este conjunto contiene los contactos móviles que corresponden a los contactos fijos cuando el disyuntor está cerrado.

La corriente de carga fluye entre los contactos móviles a través de una tira bimetálica en el centro del conjunto de contactos móviles. Dos barras metálicas de captura se extienden desde la tira bimetálica y se apoyan en el mecanismo del botón.

A medida que se eleva la temperatura de la tira bimetálica, el componente metálico con mayor coeficiente de dilatación térmica (CTE) se expande a mayor velocidad que el componente con CTE más bajo. Esto hace que la tira se curve, separando los extremos de las barras de captura. Cuando las barras de captura se separan lo suficiente con una carga de sobreintensidad, se suelta un mecanismo de resorte en el dispositivo de botón. Todo el conjunto del botón se mueve hacia el frente del disyuntor y se aleja de los contactos estacionarios a medida que el botón sale. Muchos disyuntores tienen un tornillo ajustable para calibrar la corriente de disparo de sobrecarga.

Un émbolo a resorte aparta el marco de contacto deslizante de los contactos estacionarios y abre el circuito. Dicho émbolo empuja el marco del contacto deslizante hacia un punto de parada cerca del mecanismo del botón. El disyuntor no puede cerrarse hasta que la tira bimetálica y las barras de captura no regresen a su condición normal.

d) *Características de tiempo de disparo.* La información eléctrica más importante para el investigador de accidentes es el tiempo necesario para que el disyuntor interrumpa una condición de sobreintensidad.

En la Tabla III-13-3 se muestran las gamas de tiempos de operación necesarias para un tipo de disyuntor. Cabe señalar que los tiempos de interrupción son más largos para las corrientes de menor intensidad, lo que proporciona capacidad de corriente de entrada para el arranque de motor, entrada al transformador, etc. Esto se logra con la respuesta natural temporal para sobreintensidad de la tira bimetálica. Las intensidades mayores distorsionarán la tira bimetálica y activarán el disyuntor más rápidamente que las intensidades inferiores.

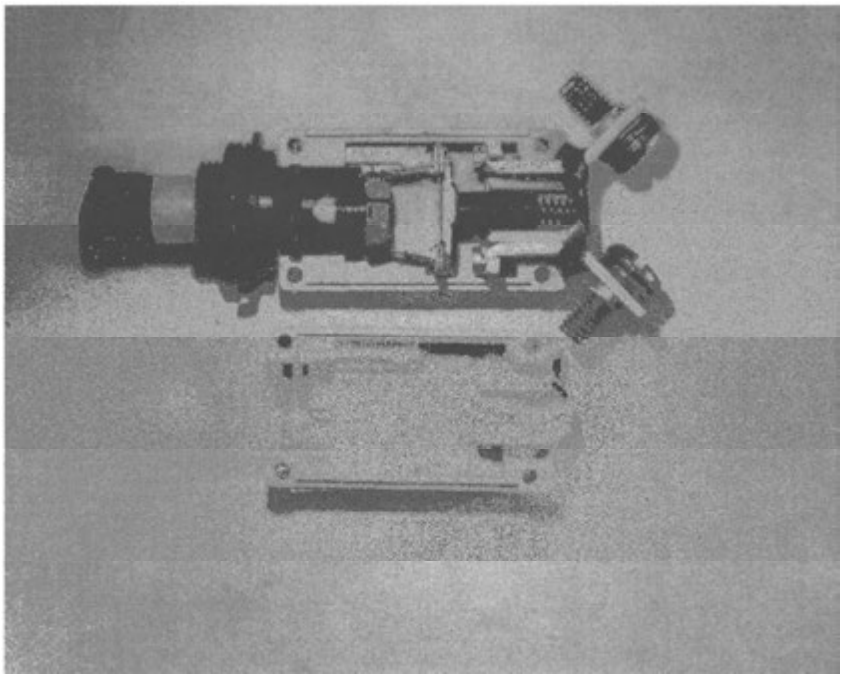


Figura III-13-4. Fotografía de un disyuntor de 10A construido por la División Klixon de Texas Instruments, mostrado en la posición abierta

Tabla III-13-3. Requisitos de tiempo para disparo de sobreintensidad

TIEMPOS DE DISPARO A 25° C	
Porcentaje de corriente nominal	Tiempo de disparo
115	Debe retenerse: 1 hora como mínimo
150	Debe dispararse: 1 hora como máximo
200	2 a 20 segundos
500	0,016 a 2,0 segundos
1000	0,046 a 0,8 segundos
TIEMPOS DE DISPARO A -55°C	
135	Debe retenerse: 1 hora como mínimo
180	Debe dispararse: 1 hora como máximo
TIEMPOS DE DISPARO A 71° C	
90	Debe retenerse: 1 hora como mínimo
130	Debe dispararse: 1 hora como máximo

Características de falla

13.3.71 Los mecanismos de funcionamiento de los disyuntores de aeronave son razonablemente fiables y a prueba de fallas en su diseño. Además, los parámetros eléctricos del circuito de carga afectan relativamente poco el estado del mecanismo de funcionamiento. Por contraste, los contactos pueden mostrar señales de desgaste, arcos y otras características que se relacionen con el número, tipo y nivel de corriente de las operaciones eléctricas. Por consiguiente, las superficies de contacto contienen información sobre el estado del equipo eléctrico conectado al disyuntor. Por esta razón, constituirán el centro de atención de esta sección. Los contactos pueden examinarse para determinar características de falla mediante microscopia óptica o microscopio electrónico de barrido (SEM).

a) *Desgaste de los contactos.* El desgaste de los contactos es el resultado de la formación de arcos o de la abrasión mecánica. Consiste en un cambio visible de la apariencia de los contactos que puede proporcionar indicios sobre el número de operaciones y tipos de condiciones de carga. El desgaste excesivo sugiere reiterados disparos de sobreintensidad y puede indicar condiciones eléctricas anormales en las cargas proporcionadas por el disyuntor. El funcionamiento mecánico por debajo de la corriente nominal no causa desgaste importante de los contactos. Normalmente, los contactos del disyuntor pueden funcionar por hasta 5 a 10 mil ciclos sin mostrar desgaste anormal.

b) *Transferencia de materiales.* Los materiales se transfieren entre contactos correspondientes en un disyuntor, debido a la formación de arcos que tiene lugar en la parte de los contactos sometida a carga. Su apariencia puede proporcionar indicios sobre la dirección o sentido de la corriente en los circuitos de corriente continua e información sobre ciertos tipos de condiciones anormales. La transferencia de metales es causada por la operación repetitiva de los contactos de disyuntores en circuitos de corriente continua. La transferencia de materiales generalmente tiene lugar en el sentido del flujo de corriente convencional. También es posible que la corriente fluya hacia atrás a través de los disyuntores durante condiciones anormales, incluidas las resultantes de la secuencia del accidente. Esto puede suceder cuando el impacto contra el suelo provoca roturas. No se debe pasar por alto esta situación cuando se examinan los contactos de los disyuntores. La evidencia de transferencia de materiales puede verse oscurecida cuando el disyuntor interrumpe circuitos de corriente continua de gran intensidad.

c) *Sobreintensidad.* Los contactos de los disyuntores pueden dañarse por la interrupción de corrientes considerablemente superiores a su valor nominal. Su apariencia puede indicar la posible interrupción de sobreintensidad y proporcionar indicios sobre eventos eléctricos anormales. El daño por sobre-intensidad puede ser provocado por la falla eléctrica del equipo, cortocircuitos en el cableado y conexiones eléctricas accidentales. Cualesquiera de estos sucesos pueden ocurrir durante un accidente. Las fallas de componentes del sistema eléctrico y de cableado pueden conducir a condiciones de sobreintensidad que provocarán disparos del disyuntor. El mecanismo básico resultante de las condiciones de sobreintensidad es la formación prolongada de arcos. Esto provoca derretimiento y redistribución de los materiales de contacto. Los contactos adoptan una apariencia “salpicada”. El investigador debería examinar siempre todos los contactos de un disyuntor para aumentar el nivel de confianza de cualquier conclusión a que se arribe. Deberían identificarse adecuadamente los contactos correspondientes en cuanto a su ubicación y finalidad en los circuitos existentes. La mayoría de los interruptores habrán completado varios ciclos normales antes de un caso de sobreintensidad. Este efecto de envejecimiento enmascarará los daños provocados por sucesos de sobreintensidad más recientes y complicarán la investigación. El investigador puede tener que realizar algunos ensayos para recrear los patrones de daño de los disyuntores en cuestión, cuando el envejecimiento constituya un problema.

d) *Soldadura de contactos.* Los contactos de los disyuntores en ocasiones se sueldan entre sí en la posición cerrada. Esta condición se relaciona normalmente con una falla interna masiva del disyuntor. Una falla de soldadura de contactos puede indicar problemas con el disyuntor o aumentos repentinos inusuales de la corriente en la carga. La desalineación mecánica también puede ser causa de soldadura. Esto provoca una reducción del área de correspondencia de los contactos si el material de estos se solidifica antes de que el disyuntor pueda abrirse. La falla ocurre durante la subsiguiente condición de sobreintensidad o de falla del equipo. La migración de metales puede hacer que los contactos correspondientes se atranquen mecánicamente y se comporten como contactos soldados. Los contactos soldados serán bastante frágiles y podrán quedar dañados por los procedimientos de montaje normales para la preparación de especímenes para análisis metalográfico. La verificación de la soldadura por rayos X y visual debería realizarse antes de extraer los contactos del disyuntor.

e) *Contaminación.* La presencia de contaminantes dentro del disyuntor puede hacer que los contactos de éste tengan una alta resistencia en el estado cerrado. Los contaminantes también pueden provocar la formación de arcos entre los contactos y pueden afectar la operación mecánica del dispositivo. Los contaminantes pueden observarse visualmente o mediante el SEM. La identificación puede realizarse con el SEM o mediante espectrografía infrarroja. Los contaminantes también pueden atraparse dentro del dispositivo durante la fabricación. La contaminación también puede ser causada por fuerte formación de arcos que pueden quemar y desprender materiales de la caja. Si la materia foránea es conductora puede provocar un cortocircuito eléctrico entre los contactos cuando el disyuntor aparece abierto. Si no es conductora, puede impedir el contacto eléctrico adecuado cuando el disyuntor está cerrado. Los materiales también pueden impedir o afectar el funcionamiento mecánico correcto del disyuntor. Contaminantes ambientales, como el polvo, la humedad y los agentes de limpieza, pueden ingresar al disyuntor si la caja no está sellada adecuadamente o si se daña después de la instalación.

f) *Falla mecánica.* Aunque las fallas eléctricas son más comunes, pueden ocurrir también fallas mecánicas de los disyuntores. Las fallas pueden ir desde anormalidades en el proyecto de fabricación, a desgaste, corrosión o contaminación que obstruye el mecanismo. La falla mecánica puede ser provocada por la corrosión del mecanismo interno del disyuntor. La contaminación interna y los defectos de fabricación también podrían provocar una falla mecánica. No es común la falla de componentes mecánicos y ello debería verificarse ensayando otros disyuntores del mismo lote de fabricación. El examen por rayos X del disyuntor antes de desmontarlo puede revelar posibles problemas mecánicos.

13.4 SISTEMAS DE PRESURIZACIÓN Y AIRE ACONDICIONADO

Supercargadores y compresores

13.4.1 Estos dispositivos suministran aire de carga para el aire acondicionado y la presurización. Ambos tipos de componentes son normalmente movidos por sistemas de transmisión para accesorios del motor o cajas de engranajes y pueden desconectarse durante el vuelo en caso de mal funcionamiento. Solo se pueden reconectar después del apagado completo del motor. Ambos tipos deberían examinarse en busca de pruebas de desconexión o falla de transmisión, para lubricación adecuada, así como pruebas de falla de cojinetes o sobrecalentamiento. Los impulsores deberían examinarse para determinar si hubo daños en las aspas, lo que indicaría que estarían funcionando en el momento del accidente.

Sistema de aire comprimido en un motor de turbina

13.4.2 Se extrae aire de la sección del compresor de los motores de turbina en cantidades controladas para proporcionar aire acondicionado y presurización así como protección contra hielo y lluvia. Los grupos auxiliares de energía que utilizan los motores de turbina suministran básicamente el aire para el arranque del motor, pero también pueden utilizarse para complementar el sistema de aire acondicionado, en particular para las operaciones en tierra. Las válvulas de control de flujo neumáticas, como las válvulas de cierre o aislamiento, las válvulas de suministro de aire, las válvulas de aire, las válvulas de reducción o modulación de presión, las válvulas de alimentación cruzada o interconexión, las válvulas de control de temperatura y las válvulas antirretorno o de retención deberían examinarse para determinar las posiciones de la placa de la válvula y la integridad de la conexión al conducto correspondiente. Las posiciones de la placa de la válvula deberían relacionarse con las posiciones de los mandos en el puesto de pilotaje. Las válvulas o paneles de alivio de la presión del aire acondicionado deberían ubicarse y examinarse para determinar su integridad. Los componentes de control como los conmutadores y termostatos de sobretemperatura y sobrepresión deberían ubicarse y conservarse para estudio ulterior si surgiera la necesidad.

13.4.3 Si se sospecha que la contaminación de la cabina por emanaciones, humo o monóxido de carbono ha sido un factor en el accidente, deberían examinarse las tuberías de aire, en particular las más cercanas al sangrado del motor para establecer si hay depósitos de humo o aceite. Además, debería alertarse a los encargados de la investigación de los grupos motores sobre la necesidad de examinar los retenes de aceite del motor; en esta situación es necesaria una coordinación con el Grupo de Factores humanos.

Sistema de aire acondicionado

13.4.4 Este examen comprenderá todas las válvulas de control de flujo como la válvula mezcladora de cabina, las válvulas de suministro de aire, las válvulas de los pack y las válvulas de control y temperatura. También se incluyen los compresores de freón, los condensadores y los evaporadores; las máquinas del ciclo de aire o turbinas de refrigeración; los turbocompresores, los separadores de agua y los intercambiadores de calor. Deberían documentarse todas las posiciones de las válvulas y su estado así como las posiciones de los mandos conexos en el puesto de pilotaje. Las máquinas del ciclo de aire y los turbocompresores deberían examinarse para determinar su buen funcionamiento o mal funcionamiento. También debería examinarse el estado de los cojinetes e impulsores y el de su lubricación, así como las conexiones de las tuberías a estas unidades.

13.4.5 Normalmente las válvulas de control de flujo son de dos tipos: las que funcionan mediante motores eléctricos y las que son controladas eléctricamente pero accionadas neumáticamente. Este último tipo, en general, regresará a la posición cerrada si se quita la corriente eléctrica. Será importante identificar cada una de estas válvulas para relacionar sus posiciones con los mandos del puesto de pilotaje. Los diversos componentes eléctricos de los circuitos de control y aviso, como las termocuplas, los conmutadores de mercurio y los conmutadores de presión deberían recuperarse, identificarse, etiquetarse y controlarse para ensayos o exámenes detallados si surgiera la necesidad.

Presurización

13.4.6 El núcleo central de este sistema serán los componentes de control electromecánicos, que normalmente se encuentran en los bastidores del puesto de pilotaje y del equipo eléctrico y las válvulas de control de presión, de salida y de presurización de emergencia. Estas válvulas deberían examinarse en cuanto a su estado y posición, integridad de los enlaces mecánicos, conectores eléctricos y elementos de la línea de sensores de presión. Se deben buscar pruebas de mal funcionamiento, tales como válvulas adheridas o fallas de los diafragmas. Algunas válvulas de control de presión pueden dispararse a la posición cerrada durante condiciones de emergencia como la lucha contra incendios en el compartimento debajo del piso. La posición de sus conexiones puede sugerir un caso de este tipo.

Tuberías

13.4.7 Las tuberías de aire deberían recuperarse y examinarse para determinar si se han roto por sobrepresión o defectos materiales y también debería verificarse la integridad de las abrazaderas de las juntas de los tubos. El aire calentado de una junta separada o con fuga puede tener efectos adversos sobre el equipo adyacente, el cableado eléctrico y la plomería que transporta fluidos. El efecto del calor sobre el cableado puede dar lugar al funcionamiento errático de los componentes que funcionan con electricidad. Deberían examinarse los interiores de los tubos para determinar la presencia de humo u otros depósitos. También debería examinarse el aislamiento de los tubos en busca de decoloración que podría indicar sobrecalentamiento y la presencia de saturación por combustible o fluido hidráulico resultante de fugas en la plomería cercana a los tubos.

13.5 SISTEMAS DE PROTECCIÓN CONTRA HIELO Y LLUVIA

13.5.1 Este aspecto comprende el equipo de deshielo neumático y térmico, los limpiaparabrisas y el repelente del agua de lluvia.

Equipo neumático de deshielo

13.5.2 El aire neumático procedente de las bombas de vacío se utiliza en los antiguos sistemas de deshielo de las superficies de sustentación. Se debe examinar el estado de los descongeladores neumáticos, sus líneas de alimentación y la posición de sus válvulas de control. También hay que examinar el acople del impulsor de la bomba de vacío y los fusibles para determinar su integridad así como la propia bomba para establecer si estaba funcionando en el momento del accidente.

Equipo térmico de deshielo

13.5.3 El deshielo térmico de la superficie de sustentación se realiza mediante aire calentado suministrado por calentadores a gasolina o el aire de purga del motor de turbina. Los calentadores de combustión deberían examinarse para determinar si se han quemado o si existen señales de fuego debido a la fuga de combustible. El sistema antihielo por aire de purga tendrá válvulas de control de flujo para las alas y el empenaje y sus posiciones deberían documentarse y relacionarse con las posiciones de los mandos del puesto de pilotaje. Deberían examinarse las tuberías antihielo de las superficies de sustentación para determinar si ha habido fallas o juntas sueltas que podrían permitir que el aire caliente se dirigiera contra los manojos de cableado, conductos de fluido y otros componentes que podrían funcionar mal como resultado del calor excesivo. Ha habido casos en que este aire calentado ha llegado a carbonizar el aislamiento de los cables eléctricos.

Limpiaparabrisas y repelente del agua de lluvia

13.5.4 Los limpiaparabrisas pueden ser de funcionamiento hidráulico o eléctrico. Se debe verificar la posición de los brazos del limpiaparabrisas así como la posición de los mandos de éste. Ha habido casos en que el mal funcionamiento de los motores de limpiaparabrisas hidráulicos ha agotado la presión disponible hasta el punto en que no pudieron desplegarse y afirmarse los trenes de aterrizaje en situaciones de emergencia. El repelente del agua de lluvia puede ser aire de sangrado a través de los parabrisas o puede ser un producto químico suministrado por un difusor de aerosol. Estos difusores deberían recuperarse y examinarse para ver si han estallado durante el vuelo. Los dispositivos están montados normalmente en el puesto de pilotaje y por lo tanto constituyen un riesgo en caso de que exploten, incluso si la sustancia no es tóxica.

13.6 INSTRUMENTOS

Generalidades

13.6.1 Deberían recuperarse todos los instrumentos, documentarse sus valores de lectura y su estado y examinarse sus conexiones. Deberían examinarse las mangueras de los instrumentos de presión para determinar si ha habido fugas o conexiones en mal estado; los conectores eléctricos deberían examinarse en busca de pernos sueltos o mala soldadura del cableado; los manojos de cables detrás de los paneles de instrumentos deberían examinarse para determinar si hubo cortocircuito, sobrecalentamiento o desgaste del aislamiento por rozadura. Debería examinarse la parte interior de las abrazaderas de sujeción de los manojos, puesto que es un lugar en que es probable encontrar desgaste del aislamiento.

13.6.2 Hay varios métodos que pueden emplearse para determinar los valores de lectura de los instrumentos en el momento del impacto o pérdida de señales. Estos son 1) la presentación visual como se ha recibido, 2) examen microscópico del cuadrante y aguja o puntero para buscar marcas del impacto, 3) examen interno de los engranajes y mecanismos para determinar marcas de impacto o adherencias y 4) lectura del sincro eléctrico. Siempre que sea posible y aplicable, todos estos métodos deberían emplearse para correlacionar las conclusiones. Dado que estos instrumentos son extremadamente delicados, son vulnerables a las fuerzas de impacto y al calor. Normalmente, las precisiones de calibración después de un accidente importante no pueden determinarse.

Pintura fluorescente y uso de luces ultravioleta

13.6.3 La mayoría de los instrumentos utilizados en las aeronaves modernas no tienen carátulas y punteros de cuadrante que hayan sido pintados con material fluorescente. En estos casos, el uso de luz ultravioleta (luz negra) será de poco valor para determinar si el puntero o aguja ha hecho contacto con la carátula del cuadrante. No obstante, algunos instrumentos todavía tienen señales fluorescentes de color amarillo. Estos cuadrantes de instrumentos deberían examinarse bajo “luz negra” para determinar si hubo contacto con la aguja o puntero.

Daño a los instrumentos debido al impacto

13.6.4 La información siguiente se aplica básicamente a todos los instrumentos de la aeronave. La reacción de los instrumentos a las fuerzas de impacto varía según el tipo de impacto. Probablemente, las indicaciones de instrumentos más precisas son las recuperadas de una aeronave que ha tenido un fuerte impacto frontal que destruyó los instrumentos. Normalmente, la validez de las lecturas de los instrumentos es proporcional al daño provocado por el impacto. Probablemente, las lecturas más cuestionables se dan en las aeronaves que han experimentado solo fuerzas de impacto ligeras o que han experimentado impactos múltiples. En todos los casos, los instrumentos deberían analizarse y compararse las conclusiones con las condiciones conocidas o sospechadas en el momento del impacto. El diseño de los instrumentos hace que en tanto la señal de entrada esté presente, los mecanismos internos ofrecen resistencia considerable al cambio como resultado de fuerzas de impacto. Normalmente, si la carga “g” es suficiente para alterar el par de fuerzas del instrumento y modificar la indicación, se producirán daños y la carátula del cuadrante o el mecanismo interno reflejará las condiciones en el momento de la fuerte carga de presión. En todos los casos, excepto para los instrumentos que emplean un tren de engranajes u otro dispositivo de sujeción como potenciómetros de realimentación, el puntero puede moverse cuando lo golpea un objeto foráneo, pero el cambio es normalmente muy pequeño. Si las señales de entrada a algunos instrumentos se han perdido antes del impacto o de la captura por el instrumento, pueden regresar a las condiciones ambientales o valor cero dependiendo de cada diseño, lo que se analiza en la sección correspondiente al sistema apropiado.

Fuerza-g sobre las agujas o punteros

13.6.5 Si la señal de entrada se pierde antes de su captura por instrumentos que no emplean un tren de engranajes pero que normalmente mantienen sus últimas indicaciones, pueden ocurrir las reacciones siguientes. Si las fuerzas del impacto inciden perpendicularmente a la presentación del puntero, éste rara vez se desplaza más de 90º. Las fuerzas del impacto de otros ángulos disminuyen el recorrido de la aguja hasta el punto donde no hay cambios cuando la fuerza está en el mismo plano que ésta. Todo movimiento circular del indicador en torno al eje de la aguja puede resultar en grandes cambios en la posición de ésta. Los instrumentos que emplean un tren de engranajes u otro tipo de sujeción normalmente mantienen las condiciones existentes a la pérdida de señal de entrada. Las carátulas de cuadrante de la mayoría de los instrumentos están pintadas de negro opaco. Cuando la aguja hace contacto con la carátula del cuadrante, a menudo se produce una marca brillante en la pintura. El puntero no tiene normalmente masa suficiente como para cortar o dejar una huella en la carátula. Los punteros que tienen contrapesos para equilibrio pueden dejar una huella cuando golpean la carátula. Debe ejercerse extremo cuidado cuando se observe una sombra de puntero completa. Esta sombra de puntero puede deberse a la decoloración de la pintura por exposición a la luz solar directa mientras la aeronave está estacionada. Estas sombras se notan con frecuencia en el cero o en las condiciones existentes hasta que la aeronave dejó de funcionar.

Arañazos en la carátula del cuadrante

13.6.6 La mayoría de los arañazos observados en la carátula del cuadrante son resultado de la rotura de vidrios. Un estudio de la carátula del cuadrante revelará con frecuencia una zona protegida de la rotura de vidrio por el puntero. Si se encuentra el puntero, a menudo estará en la posición en que los arañazos sobre el vidrio de la carátula pueden corresponder a los arañazos en la aguja. La posición de los cortes del vidrio puede indicar a menudo la dirección en que se desplazó el puntero. El examen con lente de aumento de la carátula del cuadrante revela con frecuencia el punto en que la pintura del lado posterior del puntero ha rozado la carátula con fuerza suficiente como para dejar muestras de pintura del puntero en la pintura de la carátula y no dejar un arañazo obvio en ésta.

Marcas múltiples en el puntero

13.6.7 Si se observan múltiples marcas de impacto, debe determinarse qué marca ocurrió primero. Hay que examinar la marca brillante o la marca del impacto del contrapeso. El impacto inicial del puntero es normalmente más pronunciado y se va desvaneciendo en el sentido de la traslación. Algunos instrumentos funcionan a resorte y tienden a regresar al valor cero después de la pérdida de señal de entrada. Si este resorte de retorno produce un par de fuerzas de intensidad apreciable, esto será normalmente suficiente como para superar la carga “g”. Por consiguiente, si se observan varios impactos, la lectura mayor probablemente habrá ocurrido primero. Algunas carátulas de cuadrante de instrumentos están montadas con tornillos. Se debe observar la parte posterior de la aguja o puntero para ver si éste ha entrado en contacto con la cabeza del tornillo. Si hay un arañazo, el puntero debe pasar por encima del tornillo. La ausencia de una marca o arañazo no significa que el puntero no haya pasado por encima del tornillo, dado que puede no haber estado suficientemente distorsionado como para hacer contacto con la cabeza.

Engranajes y sincros

13.6.8 Los instrumentos que han sufrido considerables daños en el impacto pueden examinarse internamente para determinar si hay marcas de impacto en los dientes de los engranajes o en los mecanismos de operación. Los diversos engranajes dentro del instrumento están diseñados de modo que cada diente es equivalente a un cierto valor numérico o angular de la información que se presenta. Dado que estos dientes engranan con estrechas tolerancias, a menudo se separan en forma tal que aparecen arañados o distorsionados. Con frecuencia se necesita el uso de lentes de aumento para detectar este punto de desconexión. Puesto que los puntos de engrane normalmente indican una determinada presentación de la aguja en relación con un límite inferior o superior, normalmente el mecanismo del

instrumento puede reconstruirse para indicar la lectura de éste antes de la separación de los engranajes. Debe ejercerse cuidado al hacerlo dado que el engrane puede estar separado por algunos dientes en el momento de reconstrucción del instrumento. No obstante, la indicación sería el valor aproximado existente en el momento de la separación. Si el examen interno revela que un motor de sincro de salida parece estar cautivo, los grados angulares correspondientes al valor apropiado indicado en el manual de mantenimiento correspondiente podrían proporcionar una indicación de la posición del sincro de un instrumento. Cuando se aplica energía eléctrica al sincro del instrumento, hay que cerciorarse de que el tren de engranajes o el eje del sincro están cautivos para impedir que el sincro de ensayo ponga en funcionamiento el sincro del instrumento. Al desmontar cualquier mecanismo capaz de cambiar de posición, hay que registrar las diversas partes de modo que se facilite la reconstrucción en las posiciones exactas.

Sistemas de presión de pitot y estática

13.6.9 Todas las aeronaves tienen un sistema de presión de aire pitot y un sistema de presión de aire estática para suministrar presión a todos los instrumentos mecánicos que indican velocidad aerodinámica, número de Mach, altitud, velocidad vertical, mantenimiento de velocidad Mach, mantenimiento de altitud, etc. Dicha presión también se requiere para la computadora de datos aeronáuticos y el piloto automático. El sistema de pitot y estática puede ser separado originándose la presión de pitot en el tubo pitot y terminando la presión estática (respiradero) en las tomas estáticas. Algunas aeronaves tienen ambos sistemas, de presión y estática que se originan en un tubo pitot – estática combinado. Debería llevarse a cabo una inspección exhaustiva del sistema de pitot-estática. Si un tubo pitot está obstruido debido a materiales foráneos o acumulación de hielo, todas las indicaciones de velocidad aerodinámica carecerán de precisión. Si el tubo está totalmente bloqueado, como cuando ha absorbido un insecto o se ha construido un nido en la toma de entrada, las indicaciones de velocidad aerodinámica ni aumentarían ni disminuirían excepto si son afectadas por el sistema estático al cambiar de altitud. En este caso, un aumento de la altitud resultaría en un leve aumento de la indicación de velocidad aerodinámica mientras que una disminución de la altitud resultaría en un menor valor de lectura de la velocidad aerodinámica. Si ocurre una fuga en el tubo pitot en un área presurizada, el indicador de velocidad aerodinámica mostrará una velocidad mayor que la existente. El único caso en que el mal funcionamiento de un sistema pitot-estática puede provocar una indicación errónea de alta velocidad es una fuga del tubo pitot en el área presurizada o un tubo pitot completamente obstruido y un aumento de la altitud. Si solamente se trata de la entrada al tubo pitot obstruida, la velocidad aerodinámica normalmente se sangra a través del orificio de drenaje de humedad del tubo.

13.6.10 Ha habido casos de bloqueo de la toma estática debido a engelamiento, condensación dentro de las tuberías y gotas de agua adheridas a las tomas estáticas. También ha habido casos en que los trabajadores de mantenimiento taparon con cintas las tomas estáticas para facilitar el lavado o pintado de la aeronave y olvidaron sacar la cinta. Si una toma estática se tapa, la velocidad aerodinámica indicará valores lentos y no se observará cambio alguno en la altitud o velocidad vertical. Si ocurre una fuga en una línea estática en un área presurizada, el indicador de velocidad aerodinámica mostrará un valor más lento que el real, la velocidad vertical indicará un descenso y el altímetro indicará una altitud menor que la existente.

13.6.11 Hay que examinar tanto como sea posible el sistema de pitot-estática y verificar si hay conexiones sueltas, líneas desconectadas, tuberías mal ensanchadas (abocardadas), ensanches con grietas, exceso de par de fuerzas y obstrucciones que pudieran haber existido antes del impacto. Cabe señalar que las tuercas “B” y los racores se encuentran a menudo sueltos como resultado del impacto o del calor. Normalmente, si el racor puede ajustarse dando un cuarto o media vuelta adicional, debería sospecharse que estaba floja y analizarse exhaustivamente el sistema. La determinación final debería reservarse hasta haber acumulado y evaluado todos los datos relativos al sistema.

13.6.12 También deberían examinarse las líneas del sistema pitot-estática para buscar pruebas de rotura o conexiones sueltas. Se han dado casos en que las líneas estaban deformadas o retorcidas cerca de una conexión debido a la instalación inadecuada o malas técnicas de reparación. Se deben examinar las mangueras flexibles detrás de los paneles de instrumentos en busca de pliegues u orificios creados por el envejecimiento de las mismas. La posición del selector de fuente de estática para fuentes normales o alternativas debería registrarse.

13.6.13 Deberían examinarse las cabezas del tubo pitot buscando obstrucciones y utilizarse un ohmímetro para comprobar la continuidad del elemento de calefacción del pitot. Una forma de verificar el funcionamiento del calefactor de pitot en el momento del impacto es buscar trazas de vegetación o de material leñoso introducidas en el tubo en el impacto. Si este material está carbonizado o decolorado por el calor, esto constituye una indicación de que el calefactor puede haber estado en funcionamiento.

Altímetros

13.6.14 Los altímetros indican normalmente la altitud de presión en la zona del impacto a menos que ocurra daño o captura. Normalmente, si el impacto es insuficiente como para afectar la captura, el engranaje del sector se separa del piñón y el puntero mostrará una lectura excesivamente elevada debido a la carga anterior del resorte del mecanismo del puntero.

13.6.15 Al analizar el altímetro estándar de tres agujas o punteros, se debe observar el reglaje barométrico y examinar la carátula del cuadrante buscando marcas de impacto del puntero. El análisis interno de todos los altímetros consiste básicamente en un examen del tren de engranajes para determinar daños en los dientes y la duplicación de esta posición dañada en un dispositivo similar en funcionamiento.

13.6.16 El análisis del altímetro de tipo contador-puntero consiste en el examen de la carátula del cuadrante buscando una marca de impacto de puntero en el valor 100 pies, la posición del contador digital de 1 000 pies y el reglaje barométrico.

13.6.17 El análisis del altímetro de tipo contador de tambor y puntero consiste en un examen de la carátula del cuadrante buscando marcas de impacto de puntero a 100 pies, la posición en los registros 100, 1 000 ó 10 000 pies, el reglaje barométrico, la posición del conmutador de función y la posición de la palabra “standby”. Donde la palabra “standby” era visible antes del impacto, el altímetro estaba funcionando directamente a partir del sistema estático. Cuando la palabra “standby” no es visible, el altímetro recibe su señal de un transductor de altitud y se presenta eléctricamente en el cuadrante. Las indicaciones observadas son las existentes hasta la pérdida de potencia eléctrica o de señal. Dado que la palabra “standby” está activada eléctricamente y fuera de visión, aparecerá en la posición visual al perderse la señal eléctrica a menos que la captura ocurra primero.

13.6.18 Debe actuarse con cautela al evaluar los altímetros mecánicos que han estado expuestos a daños por fuego sin daño de impacto. Los fuelles en el interior se dilatarán con el calor haciendo que las indicaciones aumenten paralelamente, en algunos casos, se han recuperado altímetros del lugar del accidente que indicaban hasta 100 000 pies debido a este fenómeno.

Indicadores de velocidad aerodinámica (anemómetros)

13.6.19 Los indicadores de velocidad aerodinámica darán normalmente la velocidad de la aeronave hasta el valor cero, a menos que ocurra daño o captura. La velocidad aerodinámica indicada solo puede ser la existente en el momento de captura por el instrumento y puede ser la mínima indicada durante la rotura. Toda maniobra inusual o exagerada de la aeronave antes del impacto puede afectar las indicaciones de velocidad aerodinámica.

13.6.20 Cuando se analicen los anemómetros de puntero único, se debe examinar la carátula de cuadrante buscando marcas de impacto entre puntero y cuadrante e internamente buscando pruebas de marcas de impacto entre el engranaje de sector y el engranaje del piñón. El análisis del indicador de velocidad aerodinámica máxima permitida en dispositivo de tipo aguja y tambor debería consistir en un examen de la carátula del cuadrante buscando pruebas de que haya existido contacto entre el aguja de velocidad aerodinámica máxima permitida y la carátula del cuadrante y una indicación de velocidad Mach máxima permitida correctamente ajustada. Se debe examinar el tambor giratorio buscando pruebas de captura, arañazos o torceduras de la parte expuesta. En forma interna, hay que examinar el

tambor giratorio buscando marcas de impacto provocadas por la proximidad del imán de amortiguación y la pesa de equilibrio de los fuelles. Se debe verificar el engranaje de sector, la corona y el piñón buscando daños en los dientes que podrían indicar la posición de los engranajes en el momento de la separación. Se debe correlacionar esta zona dañada con un dispositivo en buen funcionamiento.

13.6.21 Los indicadores combinados de velocidad aerodinámica y número de Mach consisten normalmente en un elemento de indicación de dos punteros que muestra la velocidad aerodinámica en una escala fija en relación con el número de Mach en una escala giratoria por debajo del puntero. Se debe examinar la carátula del cuadrante en busca de marcas de impacto entre punteros y cuadrantes. Algunos indicadores de velocidad aerodinámica y número de Mach tienen un elemento de medición circular grande con forma de sector y dos extremos de puntero. Se debe examinar la carátula del cuadrante del instrumento buscando pruebas de rotura de vidrio o materiales de impacto que habrán hecho contacto contra la carátula dando como resultado un área despejada con la excepción del área del sector en vez del elemento de indicación. Se deben examinar el engranaje de sector y el de piñón buscando marcas de impacto.

13.6.22 Algunas aeronaves tienen indicadores de lectura digital de velocidad respecto al suelo y velocidad aerodinámica verdadera. Estos indicadores funcionan normalmente con engranajes y no cambian de posición como resultado del impacto. Si la parte visible del cuadrante no puede leerse, se deben marcar los números como referencia y desmontar el mecanismo en la medida necesaria para leer el número que no se ha modificado e interpolar los números que se presentan. Las lecturas serán las existentes en el momento de pérdida de potencia eléctrica.

Indicadores de velocidad vertical o variómetros

13.6.23 El análisis del indicador de velocidad vertical o variómetro consiste en un examen de la carátula del cuadrante buscando pruebas de marcas de impacto con el puntero y en un examen interno del engranaje de sector y de piñón buscando daños en los dientes de estos resultantes del impacto. El indicador de velocidad vertical tiene incorporada una característica de retraso en la indicación de velocidad que puede no coincidir con la del avión si ocurren cambios bruscos.

Sistemas de brújula

13.6.24 Se deben determinar las lecturas en los instrumentos indicadores de rumbo como la brújula magnética, el indicador de desviación de curso (CDI), el indicador radiomagnético (RMI), la brújula girosincrónica y el giróscopo direccional accionado a aire. Se debe registrar el curso seleccionado y el índice del reglaje. Algunos de esos dispositivos incorporan giróscopos integrales mientras que otros son alimentados por giróscopos direccionales a distancia. Deberían examinarse los giróscopos para determinar si estaban funcionando. Se debe desmontar la unidad y buscar marcas en el rotor y en la parte interior de la caja de éste debidas a contactos en el momento del accidente. Las lecturas de los instrumentos deberían relacionarse con el rumbo de la aeronave en el momento del impacto. Las lecturas pueden no coincidir, en cuyo caso el sistema de brújula puede haber dejado de funcionar en algún momento antes del accidente. También puede ser resultado de daños sufridos durante el impacto. Deberían considerarse todas estas condiciones.

13.6.25 Algunos instrumentos como el CDI darán indicadores de kilometraje en una esquina del instrumento mientras que la aeronave puede contar con otro indicador de kilometraje separado en el tablero de instrumentos. Estas lecturas de distancias deberían verificarse respecto a la distancia entre el lugar del accidente y la instalación seleccionada. Los indicadores de VOR pueden brindar información respecto de la marcación de la aeronave a partir de una instalación VOR seleccionada. Esta información también puede obtenerse a partir de los punteros del RMI. Estos punteros pueden utilizarse tanto para las marcaciones VOR como ADF y serán seleccionados mediante conmutadores en el tablero de instrumentos. Las funciones seleccionadas deberían determinarse para establecer una correlación bien definida con una instalación seleccionada.

13.6.26 La brújula magnética debería examinarse buscando pruebas de salida de servicio anteriores, como una cantidad de fluido incorrecta, y también de instalación inadecuada. Debería determinarse que la tarjeta de dirección de la brújula está actualizada y debería tenerse en cuenta que el funcionamiento de la brújula puede verse afectado por la gran proximidad de materiales ferrosos.

Instrumentos de actitud

13.6.27 Existen básicamente cuatro tipos diferentes de indicadores de actitud actualmente en uso. Probablemente el más sencillo en cuanto a construcción y presentación es el tipo J-8. Este indicador es un dispositivo autónomo que presenta solamente información de balanceo y cabeceo. Probablemente el más avanzado es el indicador de dirección de actitud de tres ejes que reciben información de los diversos sistemas para mostrar balanceo, cabeceo, rumbo, pendiente de planeo, viraje y deslizamiento, mando de dirección de inclinación longitudinal y lateral, desviación de la pendiente de planeo y banderines de alarma conexos. Independientemente de la complejidad de los indicadores, los fundamentos y técnicas aplicados en el análisis de los instrumentos son básicamente los mismos. La información obtenida revela normalmente las condiciones existentes hasta la pérdida de señal o potencia eléctrica o la captura por el instrumento. La excepción a lo anterior son los indicadores autónomos como el J-8 y ciertos indicadores de reserva en miniatura. Estos indicadores autónomos son capaces de mostrar la actitud de los instrumentos después de la pérdida de potencia eléctrica debido a la inercia del giróscopo que continúa observando las presentaciones.

13.6.28 A menudo es posible determinar información valiosa de los indicadores de actitud independientemente del grado del daño. El mecanismo interno de la mayoría de los indicadores de actitud tiene tres de engranajes de alta relación para ubicar la información sobre balanceo y cabeceo. La esfera de estos puede moverse durante el impacto cuando la golpean objetos foráneos si la señal eléctrica se pierde y no ha ocurrido captura. La experiencia ha demostrado que este movimiento provocado por objetos foráneos es relativamente menor y la cantidad de movimiento queda en evidencia en el análisis de los daños por impacto.

13.6.29 El análisis de los indicadores consiste en un examen de la carátula del cuadrante (esfera) para determinar pruebas de si la aeronave en miniatura ha golpeado dicha esfera, el puntero de inclinación lateral ha tocado la escala correspondiente, la barra de dirección de inclinación longitudinal y lateral ha volteado la esfera, el indicador de pendiente de planeo ha hecho contacto con el recubrimiento y las diversas posiciones de los banderines de alarma. Una vez desarmada, la esfera debería inspeccionarse para determinar si ha tenido contacto con parte de la cubierta, tornillo de fijación, balancín de inclinación, tornillo de fijación del balancín o mecanismo de engranaje impulsor de balanceo. Cuando estas marcas de impacto se hacen corresponder adecuadamente, por lo general pueden deducirse las indicaciones existentes en el instrumento en el momento del impacto. El examen del tren de balancines de inclinación revela a menudo daños suficientes como para permitir la reconstrucción de la inclinación presente en el momento del impacto.

13.6.30 Las barras de dirección de pendiente de planeo, inclinación lateral y cabeceo son normalmente movimientos de medidor de tipo d'Arsonval. Como tales, son capaces de cambiar de posición con solo un ligero movimiento después de la pérdida de señal eléctrica. La posición de los punteros de movimiento de medidores d'Arsonval normalmente no tienen significado a menos que las aeronaves experimenten un impacto con rotura instantánea. Durante el examen interno, deberían inspeccionarse el cableado y los circuitos electrónicos buscando pruebas de cables rotos, conexiones sueltas, sobrecarga eléctrica y, obviamente, resistencias, transistores, bobinas, condensadores, etc. que puedan haber fallado. Si la presentación frontal falta, puede aproximarse el centro de la carátula o el cuadrante extendiendo bandas de caucho entre los agujeros de montaje del instrumento o, si estos no están, entre las cuatro esquinas del eje de montaje del balancín de inclinación lateral y la escuadra de apoyo. Hay que cerciorarse de que las líneas formadas por las bandas de caucho no se distorsionen. Si no se ha perdido potencia eléctrica en el impacto inicial los giróscopos remotos de los indicadores pueden caer haciendo que los instrumentos presenten información de actitud errónea. Debe tenerse en cuenta el carácter del impacto antes de una decisión final sobre la actitud de la aeronave en el momento del choque.

Indicadores de viraje y derrape (inclinómetro)

13.6.31 Hay algunos indicadores de viraje y derrape accionados por vacío que se utilizan en las aeronaves de la aviación general; no obstante, la mayoría de los indicadores funcionan con electricidad. Este indicador tiene un giróscopo autónomo que es capaz de funcionar durante varios segundos después de la pérdida de potencia. A menos que se haya determinado que la aeronave sufrió un impacto considerable, las lecturas observadas probablemente no mostrarán las condiciones existentes en el momento del impacto. No obstante, si es evidente que hubo impacto, debería analizarse la carátula del cuadrante de viraje y derrape buscando marcas de la aguja de viraje, Debería desmontarse el dispositivo para determinar si el rotor del giróscopo muestra pruebas de deslizamiento por rotación y si el balancín del giróscopo está cautivo o muestra marcas de impacto. Las condiciones observadas pueden duplicarse en un indicador similar y establecerse la velocidad del viraje. Muy poca información útil puede obtenerse a partir del inclinómetro, a veces como indicador de bastón y bola, utilizado para indicar el ángulo de derrape de la aeronave cuando efectúa un viraje.

Indicadores de ángulo de ataque

13.6.32 Los tipos más comunes de sensores de ángulo de ataque son la veleta y la sonda ranurada. El tipo de veleta tiene forma de perfil alar y se alinea con el viento relativo. El tipo de sonda ranurada detecta el viento relativo mediante la diferencia de presión del aire a través de una serie de orificios o ranuras en la parte frontal de la sonda. Cuando el sensor se alinea con el viento relativo, se transmite una señal eléctrica a los indicadores en el puesto de pilotaje, ya sea directamente o mediante un convertidor de datos aeronáuticos. El transmisor del tipo veleta es probablemente más susceptible de experimentar cambios durante el impacto dado que la veleta se introduce en la corriente de aire y puede desplazarse rápidamente cuando la golpean objetos. Si el impacto es suficiente como para capturar la veleta sin movimiento, la posición relativa puede determinarse midiendo los grados angulares de salida del sincronizador y correlacionando estos grados con unidades de conformidad con el manual de mantenimiento aplicable. El tipo de sonda no es tan susceptible a los cambios como resultado del impacto. El transmisor interior consiste en una red de potenciómetros con un tren de engranaje pequeño. La posición de la flecha o cursor del potenciómetro puede medirse y el valor de resistencia obtenido correlacionarse con unidades de ángulo de ataque con arreglo a las instrucciones contenidas en el manual de mantenimiento aplicable. El análisis de los indicadores de ángulo de ataque consiste en inspeccionar el cuadrante buscando marcas de impacto del puntero y la posición de los índices ajustables de ascenso, crucero y pérdida. Debería realizarse un examen interno para determinar la posición del potenciómetro de realimentación y correlacionar las lecturas de resistencia con las unidades correspondientes según aparecen en el manual de revisión y mantenimiento correspondiente. Lo mismo se aplica al indicador del repetidor sincro excepto que los grados angulares del sincro deberían medirse con un probador de sincro y correlacionarse con las veletas específicas indicadas en el manual aplicable.

13.6.33 Dado que el ángulo de ataque puede verse afectado por la guiñada de la aeronave, la mayoría de las aeronaves modernas cuentan con sensores a ambos lados para evaluar no solamente el ángulo de ataque, sino también las diferencias entre éstos para presentar la mejor aproximación del verdadero ángulo de ataque. En las aeronaves equipadas con solamente un sensor, o si no hay dos sensores independientes e indicadores conexos, los investigadores deberían evaluar otras pruebas antes de aceptar la información sobre el ángulo de ataque.

Radioaltímetro o altímetro de radar

13.6.34 Este indicador consiste normalmente en un motor sincro que mueve un puntero mediante una cadena de reglajes pequeños. Cuando se emplea un tren de engranaje pequeño, el puntero no se desplaza fácilmente por las fuerzas de impacto. Se debe examinar la carátula del cuadrante en busca de marcas de impacto del puntero. Hay que medir los grados angulares del sincro y correlacionarlos con la altitud con arreglo al manual aplicable. La lectura observada debería ser la altitud por encima del terreno hasta la pérdida de potencia eléctrica o la captura del instrumento. Se debe verificar la luz de advertencia de radioaltitud baja para determinar si estaba iluminada y la posición del banderín “Off”. El banderín “Off” será visible cuando el sistema no esté funcionando o se haya perdido potencia eléctrica.

Sistemas integrados de instrumentos de vuelo (IFIS)

13.6.35 El sistema IFIS consiste en un director de vuelo e instrumentos de escala vertical. El director de vuelo está integrado por una computadora de dirección de vuelo, un indicador de actitud y dirección (ADI) y un indicador de situación horizontal (HSI). Los instrumentos de escala vertical consisten en un indicador de velocidad aerodinámica/Mach (AMI) y un indicador de actitud y velocidad vertical (AVVI).

Computadora del director de vuelo

13.6.36 La computadora del director de vuelo recibe información de navegación procedente del sistema de navegación e información sobre actitud procedente del giróscopo de altitud. Las funciones de la computadora varían con los sistemas y con el número de entradas tales como ayudas para la navegación, enlaces de datos, navegación inercial, sistemas doppler, etc., que puede procesar electrónicamente el sistema. Hay que referirse a los datos técnicos del sistema aplicables para conseguir información relativa a las capacidades del sistema que se está investigando. La computadora del director de vuelo tiene carácter básicamente electrónico y de ella puede obtenerse muy poca información. Si el daño por impacto es menor, debería verificarse el funcionamiento de la unidad. El equipo dañado debería inspeccionarse internamente para buscar pruebas de sobrecalentamiento eléctrico, juntas con soldaduras inadecuadas, conexiones rotas, etc.

Indicador del director de actitud (ADI)

13.6.37 El ADI está integrado por un indicador de actitud, un indicador de viraje y derrape, un indicador de pendiente de planeo, barras de dirección de inclinación longitudinal y lateral, banderín de alarma de actitud, banderín de alarma de pendiente de planeo y banderín de alarma de curso. Este indicador se analizó anteriormente bajo el encabezamiento Instrumentos de actitud (13.6.27 a 13.6.30).

Indicador de situación horizontal (HSI)

13.6.38 El HSI es una combinación de indicador de rumbo, indicador radiomagnético, indicador de curso e indicador de distancia. El rumbo de la aeronave se presenta sobre una tarjeta de brújula giratoria debajo de la línea de fe superior. El puntero de marcación indica la marcación magnética de la aeronave respecto de una estación terrestre seleccionada (VOR, TACAN o ADF) o de un punto de referencia en tierra (actualmente GPS pero anteriormente INS o Loran). El símbolo de aeronave fijo y el indicador de desviación del curso muestran la posición relativa de la aeronave respecto de un curso seleccionado según lo indica el cuadrante de curso digital y la flecha de curso. Cuando se muestran valores de VOR o TACAN, cada punto de la escala de desviación de curso indica 5º de desviación de curso en la mayoría de las aeronaves. Cuando se utiliza con el ILS, cada punto representa normalmente, dependiendo del sistema, aproximadamente 1¼º de desviación del localizador. El indicador de distancia muestra la distancia oblicua en millas marinas a la estación TACAN o DME seleccionada. Algunas instalaciones se diseñan de modo que la información también se muestra cuando se ha seleccionado el modo ILS. Cuando se emplea otro modo, como la navegación inercial, GPS, etc., debería consultarse el manual técnico aplicable para determinar la función de cada componente.

13.6.39 La perilla del selector de curso se utiliza para seleccionar cualquiera de los 360 cursos. Cuando se selecciona un curso deseado la ventana del selector de curso presentará una lectura digital del curso seleccionado y el extremo de la flecha de curso señalará el curso deseado. El indicador TO-FROM (HACIA-DESDE) es un puntero de forma triangular. Cuando el indicador señala al extremo de la flecha de curso, se ha interceptado el curso seleccionado y se está volando por el mismo, la perilla de fijación de rumbo se utiliza para ubicar el marcador de rumbo en un rumbo deseado. Cuando se selecciona el modo adecuado en el tablero de control del director de vuelo, el marcador de rumbo puede conectarse en dependencia a la computadora del director de vuelo. Cuando se ha establecido el rumbo, la barra de dirección de inclinación lateral establece la actitud de inclinación lateral requerida para virar hacia el rumbo seleccionado y mantener el mismo.

13.6.40 La tarjeta de brújula giratoria funciona con engranajes y debería mantener el rumbo existente hasta la pérdida de potencia eléctrica o hasta el momento de captura del instrumento. El curso establecido en la ventana de curso digital debería registrarse y compararse con la posición de la flecha de curso.

13.6.41 El indicador de distancia debería examinarse y tomarse nota de la distancia a la expresión TACAN o DME. El examen interno debería consistir en una inspección general de los circuitos electrónicos buscando pruebas de calentamiento eléctrico, cortocircuitos, conexiones rotas, etc. Si la tarjeta de brújula está ausente, deberían examinarse los engranajes buscando pruebas de daño en los dientes de éstos. Consecuentemente puede determinarse la indicación de rumbo con una reconstrucción menor utilizando como referencia el daño provocado por el impacto.

Indicador de velocidad aerodinámica-Mach

13.6.42 El indicador de velocidad aerodinámica-Mach es una presentación visual de cinta vertical. Diferentes presiones se procesan por una computadora de datos aeronáuticos que convierte las entradas de valores de presión en señales eléctricas que mueven las cintas verticales. Cuando se pierde la potencia eléctrica o la información de la computadora no es fiable aparecen banderines de aviso en las escalas del indicador.

a) *Indicador de velocidad aerodinámica (anemómetro).* El indicador de velocidad aerodinámica presenta la velocidad aerodinámica calibrada en una escala superior móvil con toda una línea índice fija. El selector giratorio de velocidad aerodinámica de consigna se proporciona para establecer en forma manual el marcador de esta velocidad. El valor establecido se muestra en la ventana de lectura digital de velocidad aerodinámica de consigna. El marcador es transportado por la cinta. Cuando el marcador de consigna está alineado con el índice fijo, indica que se ha alcanzado la velocidad aerodinámica seleccionada y que la misma se está manteniendo. Cuando el marcador está por encima de la línea índice fija, la velocidad aerodinámica seleccionada ha sido superada y vice versa. Cuando el selector giratorio se coloca en el retén lateral, el marcador de velocidad aerodinámica de consigna está alineado con el índice fijo y se mantiene allí. Esto permite que la ventana de lectura digital de velocidad aerodinámica de consigna presente un valor continuo de dicha velocidad con una precisión de un nudo. Cuando el selector giratorio está en el retén lateral, la característica de consigna se pierde y el marcador de consigna permanece en la línea índice fija.

b) *Indicador de número de Mach.* Las presentaciones de este indicador son similares a las de velocidad aerodinámica salvo que se muestran los números Mach. No hay un retén lateral para el conmutador giratorio de Mach de consigna. El marcador de Mach de consigna se establece y se lee en la ventana de lectura digital de Mach de consigna. La marca Mach máxima permitida se establece internamente al valor de Mach máximo determinado de la aeronave. Cuando la aeronave alcanza el máximo permitido, el marcador queda alineado con el índice fijo.

c) *Indicador de ángulo de ataque.* El indicador de ángulo de ataque es una escala marcada con símbolos, unidades o grados. Los indicadores que utilizan símbolos tienen un símbolo de velocidad mínima de seguridad que indica una advertencia de pérdida, un símbolo de aproximación final que indica ángulos de aterrizaje y enderezamiento y un símbolo de ángulo de ataque nulo. Otros instrumentos muestran información de ángulo de ataque “más/menos”. Algunas versiones incluyen una cinta de acelerómetro y una lectura digital de aceleración.

13.6.43 El análisis del indicador de velocidad aerodinámica-Mach para la investigación de accidentes puede proporcionar información valiosa. Estas cintas conservarán la presentación existente hasta la pérdida de potencia eléctrica. Si ha ocurrido daño considerable a la sección frontal del indicador, este debería indexarse adecuadamente y desmantelarse. En el interior, la cinta puede estar intacta. Las posiciones de las cintas deberían duplicarse en un instrumento similar para obtener la presentación exacta o interpolarse para obtener una indicación aproximada.

Indicador de altitud y velocidad vertical (AVVI)

13.6.44 El AVVI presenta la altitud y la velocidad vertical mediante una cinta vertical móvil. Algunas indicaciones también presentan valores de altitud brutos, de cabina y deseados. Las señales eléctricas para modificar las presentaciones se reciben de la computadora de datos aeronáuticos. Si la información presentada no es fiable o si se pierde la potencia eléctrica, aparecerá un banderín de alarma. Los diversos medios de información presentados son una escala móvil de velocidad vertical, un índice de velocidad vertical, una escala de altitud, un banderín de alarma de altitud, una escala fija de velocidad vertical, una línea índice fija, un marcador de altitud deseada, una escala de altitud bruta, un marcador de altitud de consigna, un marcador de altitud bruta, una escala móvil de velocidad vertical, un marcador de altitud de cabina, una lectura digital de altitud deseada, una lectura digital de altitud de consigna, una ventana de lectura de presión barométrica, un conmutador habilitador de altitud de consigna y una perilla de reglaje de presión barométrica.

a) *Altímetro.* La altitud calibrada se indica mediante una lectura en cinta móvil con respecto a una línea índice fija. Algunas escalas tienen marcas numéricas cada mil pies y con diez espacios iguales entre los números. Los indicadores más modernos tienen escalas separadas con lecturas de miles de pies y cientos de pies para una presentación de altitud más precisa. El reglaje barométrico es de lectura digital. Un conmutador giratorio de altitud de consigna se proporciona para establecer en forma manual el marcador de altitud de consigna. El marcador de consigna recorre la cinta y cuando está alineado con el índice fijo, indica que se ha alcanzado la altitud deseada o que esta se mantiene. Algunos indicadores cuentan con un conmutador giratorio de reten lateral. Cuando este conmutador se activa, el marcador de consigna se alinea con el índice fijo manteniendo esa posición y la ventana de lectura de consigna presentará continuamente un valor digital de la altitud.

b) *Indicador de velocidad vertical.* Un puntero de velocidad vertical móvil indica la velocidad vertical de ascenso o descenso con respecto a una escala de cinta fija. Cuando estos límites se alcanzan, el puntero de velocidad vertical queda fijo y la velocidad vertical de cambio de la aeronave se lee en una escala de cinta móvil. El análisis del VVI es similar al del indicador de velocidad aerodinámica-Mach en el sentido de que las cintas conservarán las lecturas existentes hasta la pérdida de señal eléctrica. Si las cintas visibles no se distinguen, se debe desmontar la unidad en la medida necesaria para ver la cinta sin daños o partes legibles e interpolar la lectura que se presenta.

Sistema electrónico de instrumentos de vuelo (EFIS)

13.6.45 La mayoría de las aeronaves de la generación actual presentan información de vuelo a la tripulación mediante pantallas de presentación planas o pantallas multifunción. Los datos para presentación son generados por el mismo tipo de componentes que en los sistemas de instrumentos más tradicionales, pero se hace en forma artificial para su presentación. Las aeronaves con pantallas múltiples pueden adaptar la disposición de los instrumentos con arreglo a las preferencias de los pilotos o a la política de la organización. No obstante, debido a que las pantallas constituyen representaciones dinámicas de datos, una vez que se ha perdido la potencia eléctrica todas las presentaciones se desvanecen. No hay mecanismos presentes para proporcionar claves sobre las condiciones en el momento del impacto.

13.6.46 La misma tecnología que genera las imágenes para el EFIS ha llevado al uso de memoria no volátil en los componentes generadores. El investigador debe dirigirse a estas “microplaquetas de memoria” para encontrar las claves pertinentes. (En 13.15 y en el Capítulo 7 figura un análisis sobre la recuperación de datos de memorias no volátiles).

Instrumentos de los motores

13.6.47 Durante la investigación de todos los accidentes de aviación, es extremadamente importante determinar la performance real de los motores de aeronave. Un análisis de los instrumentos bien realizado puede indicar con frecuencia las condiciones de funcionamiento de los motores existentes hasta el momento del impacto o pérdida de señal de entrada. Esto es especialmente cierto en los instrumentos recuperados de una aeronave que haya experimentado un impacto de dureza considerable. La mayoría de los instrumentos de los motores son repetidores de los transmisores de instrumentos y no emplean trenes de engranaje. En este caso, las lecturas de los instrumentos pueden modificarse durante el impacto si la señal eléctrica se pierde y no ha ocurrido captura del instrumento. Algunos indicadores volverán al valor mecánico cero o a las condiciones ambientales al perderse la potencia eléctrica a menos que ocurra captura. Todas estas peculiaridades deben tenerse en cuenta durante el análisis de los instrumentos. También deberían recuperarse los transmisores de los instrumentos y analizarse para determinar la posición de los diversos engranajes y mecanismos de actuación en el momento del impacto.

Tacómetros o cuentarrevoluciones

13.6.48 Los tacómetros reciben su señal eléctrica del generador del tacómetro y funcionan independientemente del sistema eléctrico de la aeronave. Los tacómetros normalmente funcionan a resorte y tienden a regresar a la posición cero en forma excepcionalmente rápida cuando se pierde la señal de entrada, a menos que ocurra captura. No obstante, estos indicadores son muy delicados y los daños de impacto a menudo hacen que los engranajes principal y de vernier se traben. El examen de la carátula del cuadrante revela a menudo pruebas de que el puntero o el contrapeso de éste han hecho contacto con dicha carátula. El análisis interno consiste en un examen de los engranajes para determinar si están cautivos y de la ubicación del tope mecánico del puntero principal. Debería marcarse la posición del tope mecánico y hacerse girar el mecanismo del puntero principal hasta el tope para determinar si el puntero se ha salido de su eje. Si el puntero está ausente, puede utilizarse el tope mecánico como referencia del puntero; es decir, cuando se alcanza el tope mecánico, el puntero se encuentra normalmente a menos de cero por ciento de rpm. Algunos indicadores de tacómetro emplean dos punteros. Un puntero presenta el porcentaje de rpm desde cero a 50%. Cuando se alcanza el 50%, el puntero escoge un puntero mayor que lee de 50 a 110%. Cuando el indicador se examina internamente, debería observarse la posición relativa del mecanismo de selección con respecto a una posición conocida como la de 50% para determinar si el puntero se ha salido de su eje. Si los punteros están ausentes, uno de ellos puede reinstalarse en el punto de selección de 50% y luego devolverse a la posición recuperada para leer directamente de la carátula del cuadrante el valor de porcentaje rpm. Dado que los indicadores de tacómetro se llevan por resorte a la posición cero y se desconoce la hora exacta de la captura, la lectura debería considerarse como número mínimo de rpm en el impacto.

Relación de presión del motor (EPR)

13.6.49 El sistema de relación de presión del motor determina la relación entre la presión de entrada y la de salida. La lectura resultante es el factor de potencia del motor. Todos los indicadores de relación de presión son básicamente similares en cuanto al diseño en el sentido de que son repetidores sincro que emplean solamente un pequeño tren de engranajes o ningún tren. Como tales, su lectura debería determinarse sobre la base de la información previamente suministrada con respecto a los indicadores de repetidores sincro. Algunos indicadores de EPR tienen lecturas digitales para la velocidad de crucero y de despegue deseadas y los regula manualmente la tripulación de vuelo. Estas lecturas no tienen conexiones directas con las indicaciones del EPR. Un diseño utiliza un circuito de puerta de realimentación con condensador mientras que el otro utiliza un punto de apoyo y un tornillo elevador para ubicar el transmisor de realimentación.

13.6.50 Ambos diseños emplean trenes de engranajes grandes dentro del mecanismo interno. Si el impacto es grave, la puerta del condensador a menudo hace contacto con la estructura de apoyo de la base. La posición del contacto puede observarse y simularse en el taller en un transductor similar en funcionamiento y verse directamente la EPR en el indicador del taller. Si no hay daños, la posición de la puerta del condensador puede cambiar a una lectura de EPR más elevada al perderse la señal eléctrica debido a la tensión de resorte en esa dirección. Debe tenerse cuidado al respecto para determinar si el mecanismo interno está libre y es capaz de experimentar cambios. El transductor que utiliza el conjunto de punto de apoyo y tornillo elevador conservará las indicaciones existentes hasta la pérdida de la señal eléctrica. Es casi imposible que el impacto haga cambiar de posición al punto de apoyo en el tornillo de elevación. La posición de dicho punto de apoyo debería observarse y duplicarse en el taller en una unidad en funcionamiento y leerse directamente la EPR en el indicador de ensayo EPR del taller.

13.6.51 Dado que la EPR es función de la relación entre las presiones de entrada y de salida (Pt), cualquier obstrucción de la sonda de presión de entrada o de salida correspondiente (similar a un tubo pitot) afectará las indicaciones, pero el sistema EPR debe tener potencia eléctrica. Se deberían examinar las sondas de presión de salida para determinar si están tapadas o distorsionadas. Las obstrucciones en la sonda de entrada provocarán un aumento de las lecturas EPR mientras que una fusión en la sonda de presión de salida resulta en una lectura EPR más baja. Un Boeing 737 de Air Florida se estrelló al despegar del Aeropuerto Nacional Washington en Washington, D.C. en 1982 lo que se atribuyó, en parte, al hecho de que la sonda de presión de entrada del EPR tenía acumulación de hielo procedente de operaciones en tierra. La tripulación observó una lectura EPR que era incorrectamente elevada y procedió a despegar con una potencia inferior a la potencia disponible completa.

Sistemas indicadores de flujo de combustible

13.6.52 El sistema indicador de flujo de combustible consiste en un indicador de flujo de combustible, un transmisor y, normalmente, una fuente de energía eléctrica de 26 VAC en corriente alterna. Los indicadores de flujo de combustible son repetidores sincro. Algunos emplean trenes de engranaje mientras que otros no lo hacen. El análisis de los repetidores sincronos que no emplean trenes de engranaje consiste en el examen de la carátula del cuadrante en busca de marcas de impacto del puntero y la posición eléctrica del sincro. La susceptibilidad del indicador ante los cambios como resultado del impacto corresponde a la categoría de los otros repetidores sincro analizados previamente. Los indicadores que emplean trenes de engranaje deberían conservar las indicaciones existentes hasta el momento de pérdida de energía eléctrica.

13.6.53 El análisis consiste en un examen normal de la carátula del cuadrante y en un examen interno de un potenciómetro de realimentación que puede correlacionarse con el flujo de combustible basándose en los datos incluidos en el manual técnico de mantenimiento o duplicados en un dispositivo similar en servicio. Básicamente, existen tres tipos de transmisores de flujo de combustible actualmente en uso. Un transmisor emplea un impulsor, una veleta giratoria y un transmisor sincro. El impulsor funciona por electricidad a un número de revoluciones por minuto constante. El fluido que atraviesa el impulsor continúa a través de una veleta giratoria haciéndola rotar y alinearse con el flujo procedente del impulsor. El sincro está conectado al eje de la veleta giratoria, que a su vez transmite una señal al indicador del puesto de pilotaje. La veleta giratoria normalmente funciona con un resorte y volverá a la posición cero cuando cese el flujo, a menos que ocurra captura. El impulsor no girará a la velocidad requerida si se pierde energía eléctrica. No obstante, puede girar como resultado del flujo de combustible a través de las veletas. Dado que el impulsor y la veleta giratoria se encuentran muy próximos a la caja del transmisor, el daño de impacto a menudo hace que se rompan los pivotes de montaje. Esto permite a las veletas hacer contacto con la caja dejando marcas de impacto. La presencia de fuertes marcas de desplazamiento en el impulsor implica que el transmisor disponía de potencia eléctrica. Dado que la veleta giratoria solo se mueve en relación con el volumen del flujo, el daño por impacto observado puede correlacionarse con la posición del tope mecánico y duplicarse en un transmisor similar en servicio y leerse directamente el flujo de combustible en un indicador de flujo, o pueden leerse los grados eléctricos del sincro y convertirse a valores de flujo de combustible con arreglo a los datos técnicos aplicables.

13.6.54 Otro tipo de transmisor de flujo de combustible consiste en una veleta que se abre y se cierra en respuesta al combustible que fluye a través del transmisor. Un transmisor sincro está conectado a la veleta que envía una señal al indicador de flujo de combustible. Esta veleta también se carga por resorte al valor tope inferior. El análisis consiste en el examen de la cavidad de flujo interna buscando pruebas de que la veleta ha hecho contacto con la caja. Los puntos de impacto más frecuentes son el extremo de la veleta y detrás del punto del pivote de la misma. Una vez encontrada la marca del impacto, puede correlacionarse la posición observada con la lectura del flujo de combustible en forma similar al tipo de impulsor analizado previamente.

13.6.55 El tercer tipo de transmisor consiste en un impulso que gira a medida que el combustible fluye a través de las veletas. Estos giros establecen un régimen de velocidad que se convierte en voltaje de corriente continua. Cuando la velocidad del flujo calibrada ha pasado a través del transmisor, el voltaje de corriente continua se aplica a un teleruptor o relay paso a paso que sustrae la cantidad de combustible restante de un indicador ajustado previamente en el puesto de pilotaje. Hay muy poca información útil que pueda obtenerse del transmisor. No obstante, el indicador es una lectura digital y debería mostrar la cantidad aproximada de combustible restante en el momento de pérdida de potencia eléctrica.

Sistemas indicadores de temperatura de gases de escape, entrada a la turbina, tobera de escape y cabezas de cilindro

13.6.56 Todos estos sistemas funcionan según el principio de termocupla de generación de voltaje por un selector bimetálico expuesto al calor. Este voltaje se transmite a un lector de voltaje de tipo d'Arsonval que cuenta con una carátula de cuadrante calibrada en grados centígrados. No puede obtenerse información útil del cableado o del selector de termocupla. Estos indicadores ofrecen una considerable oposición a los cambios resultantes de fuerzas de impacto en la medida en que el indicador disponga de señal eléctrica. Si se pierde potencia eléctrica antes de la captura o si la captura no ocurre, el puntero normalmente se balancea según un arco amplio cuando sólo se inducen movimientos ligeros al indicador. El análisis de éste consiste en un examen de la carátula del cuadrante buscando marcas de impacto del puntero. Al desmontarse, deberían examinarse los imanes de campo del puntero buscando marcas de impacto del brazo de equilibrio de éste. El brazo de equilibrio normalmente se encuentra en la dirección del extremo del puntero. Se debe tener esto en cuenta al correlacionar las marcas de impacto con la presentación del indicador.

13.6.57 Si el puntero y el brazo de equilibrio se destruyen, hay que desmontar el conjunto de imán permanente y observar la posición de la bobina móvil. Esta bobina normalmente se encuentra en el mismo plano que el puntero. Se debe duplicar la posición capturada en un indicador similar y leer la temperatura directamente de la carátula del cuadrante. Si el daño ha sido suficiente como para destruir todas las referencias respecto del extremo del puntero, la lectura puede estar a 180º de la observada. Se debe tomar en cuenta toda la información y seleccionar los uno o dos valores más lógicos, sobre la base de los factores conocidos o sospechados. Debe tenerse en cuenta que, en la medida en que el sistema de termocupla permanece intacto, el sistema indicador presentará la temperatura ambiente independientemente de la condición del sistema eléctrico de la aeronave.

13.6.58 Algunos indicadores de temperatura de modelos posteriores emplean un puntero accionado por un engranaje importante que está acoplado a un dispositivo de lectura digital y a un conmutador de temperatura que envía una señal a un registrador de temperatura. Algunos incorporan incluso un banderín de alarma "caliente" que se hace visible cuando se alcanza una temperatura preestablecida. El análisis de este tipo de indicador consiste en el examen de la carátula del cuadrante buscando marcas de impacto del puntero y la posición de lecturas digitales. El examen interno consiste en observar la posición del conmutador de temperatura. El manual de mantenimiento aplicable proporcionará normalmente suficiente información para interpolar la posición del conmutador en relación con la temperatura que se muestra. Debido al diseño de este tipo de indicador, las lecturas observadas son las existentes en el momento de pérdida de potencia eléctrica en la aeronave dado que requieren alimentación eléctrica para funcionar.

Sistemas indicadores de presión (aceite, combustible, agua, hidráulica, etc.)

13.6.59 Estos indicadores son normalmente repetidores sincro que no emplean trenes de engranajes. La reacción de los repetidores sincro a los daños por impacto se ha analizado previamente. El análisis consiste en un examen de la carátula del cuadrante buscando marcas de impacto del puntero y la posición eléctrica del sincro. Los transmisores de presión normalmente emplean un engranaje sectorial para ubicar un engranaje de piñón en el eje del transmisor sincro. Los engranajes de sector y piñón deberían examinarse para determinar si el impacto ha sido suficiente como para provocar daños en los dientes de los engranajes. Si se observan daños, deberían duplicarse las posiciones de los engranajes en un dispositivo similar en servicio y darse directamente la presión en un indicador aplicable o también deberían medirse los lados angulares del sincro y correlacionarlos con la presión con arreglo al manual técnico del equipo aplicable. A menos que ocurra captura, estos transmisores volverán al valor cero al perderse la entrada de presión debido a la carga previa del resorte y a la rotura de los fuelles.

Indicadores de cinta vertical

13.6.60 Algunas aeronaves de transporte utilizan presentaciones en cinta vertical para mostrar la relación de presión de motor, las revoluciones del rotor con baja y alta presión (N1 y N2), las temperaturas de los gases de escape y el flujo de combustible. Estos indicadores se diseñan para volver al valor cero mecánico en aproximadamente 2 segundos después de perderse la potencia eléctrica haciendo aparecer un banderín de “OFF”. Si se encuentra que estos indicadores están cautivos, pero no puede establecerse definitivamente la hora exacta de la captura, las lecturas observadas sería la performance mínima del motor en el momento de la captura del instrumento. El análisis de estos indicadores de cinta vertical se logra básicamente según se describió antes en 13.6.35 a 13.6.44.

Instrumentos indicadores de posición (aleta de capó, radiador/intercambiador de temperatura, toberas de escape, etc.)

13.6.61 La mayoría de estos indicadores son circuitos de puente de resistencias, medidores de movimiento d’Arsonval o repetidores sincro. El análisis es básicamente igual al de otros tipos de indicadores estudiados previamente.

Sistemas indicadores de cantidad de combustible

13.6.62 Independientemente de las circunstancias que rodean el carácter del accidente, es importante durante la investigación de la mayoría de los accidentes determinar la cantidad de combustible a bordo de la aeronave y la distribución de éste. La mayoría de los sistemas de medición de combustible son circuitos de condensadores diseñados para medir la densidad del combustible y convertir este factor en libras. Cuando se emplea un circuito de puentes de condensadores normalmente hay un circuito de realimentación en el indicador para balancear el puente. A efectos de lograr el equilibrio o la anulación, se incorporan al indicador numerosos trenes de engranajes y un potenciómetro de realimentación. Cuando se utiliza este tipo de arreglo, los indicadores deberían conservar las indicaciones existentes hasta el momento de pérdida de potencia eléctrica.

13.6.63 Si la aeronave experimenta una rotura alrededor de los tanques de combustible antes de la pérdida de potencia eléctrica, pueden ocurrir los siguientes cambios a las indicaciones y a la cantidad de combustible, pero lentamente. Si los cables del tanque o los cables blindados se rompen, el indicador volverá a la posición cero. Si se rompe el cable del compensador, las indicaciones normalmente aumentarán. Si los cables del tanque o del compensador están en cortocircuito a tierra, las indicaciones disminuirán. Si el cable blindado está en cortocircuito a tierra, las indicaciones aumentarán. Si cualesquiera combinaciones de cable de tanque, cable blindado y cable de compensador entran juntas en cortocircuito, las indicaciones disminuirán. La velocidad de cambio de lleno a vacío es de aproximadamente 35 segundos para todos los casos con la excepción de un cable blindado en cortocircuito a tierra.

En este caso, el tiempo total de transmisiones es de aproximadamente 85 segundos. Dado que el tiempo transcurrido entre el impacto y la pérdida de potencia eléctrica es normalmente de algunas fracciones de segundo, el cambio en los indicadores de cantidad de combustible debería ser insignificante. Hay excepciones en las que un tiempo prolongado de ruptura podría resultar en la presencia de potencia eléctrica en la aeronave durante dicha rotura.

13.6.64 Algunas aeronaves todavía pueden utilizar el sistema de medición de combustible por puente de resistencias con un transmisor activado por flotador. Si se utiliza dicho sistema, los indicadores regresarán normalmente al valor cero mecánico ante la pérdida de potencia eléctrica. El análisis del indicador consistiría en un examen de la carátula del cuadrante del instrumento buscando marcas de impacto del puntero, teniendo en cuenta que éste está sujeto a oscilaciones provocadas por la fuerza del impacto.

Relojes de aeronave

13.6.65 Los relojes de aeronave son instrumentos muy delicados y normalmente se detendrán cuando se ven expuestos a fuerzas de impacto moderadas o al calor. El análisis debería consistir en el examen de la carátula del cuadrante para determinar marcas de impacto del puntero y si éste se ha desprendido de su eje. Del examen interno puede obtenerse información limitada.

Indicadores de posición (flaps, tren de aterrizaje, puertas, disruptores aerodinámicos, superficie, etc.)

13.6.66 La mayoría de estos indicadores son repetidores síncro sin trenes de engranaje y están sujetos a cambios como resultado de las fuerzas de impacto. El análisis debería consistir en un examen de la carátula del cuadrante buscando marcas de impacto del puntero y en una medición de la posición eléctrica del sincro teniendo en cuenta la posibilidad de cambios en el instrumento durante el impacto. La mayoría de los indicadores de posición a engranajes volverán a una posición intermedia al perderse la potencia eléctrica. Los cambios en el instrumento de “UP” o “DOWN” (ARRIBA o ABAJO) a la posición intermedia ocurren en una forma excepcionalmente rápida.

Indicadores de presión hidráulica

13.6.67 Algunos indicadores de presión hidráulica son repetidores síncro de los transmisores hidráulicos y no emplean trenes de engranaje mientras que otros son instrumentos de lectura directa que emplean un manómetro o tubo de bourdon de contracción o expansión para ubicar un puntero en un cuadrante calibrado. El análisis de los indicadores de repetidores síncro es igual al de otros indicadores de ese tipo previamente presentado.

13.6.68 El análisis del indicador de lectura directa de presión es algo diferente en el sentido de que ciertas circunstancias pueden hacer que dichas lecturas cambien durante el impacto. Dado que estos indicadores no funcionan con electricidad, los indicadores continuarán presentando las lecturas en la medida en que el sistema esté intacto. Si el instrumento se separa de su montura con el tubo todavía conectado, esto puede distorsionar el tubo de bourdon en forma suficiente como para modificar las indicaciones del instrumento. Si el indicador ha estado expuesto al fuego posterior al impacto, el calor puede hacer que el tubo de bourdon se dilate, resultando en una lectura más elevada.

13.6.69 Probablemente el único momento en que los indicadores directos de la presión proporcionan información útil es cuando ocurre un impacto instantáneo. Debería examinarse la carátula del cuadrante buscando marcas de impacto de puntero o la posición de captura y correlacionarse esta información con otras condiciones conocidas o sospechadas del sistema aplicable. El transmisor de presión para los indicadores de repetidor sincro a menudo puede proporcionar información útil si el impacto ha sido suficiente como para provocar daños extensos al mecanismo interno. El análisis podría consistir en un examen interno de los engranajes de sector y de piñón buscando marcas de impacto del puntero. Si se detectan marcas de impacto, debería duplicarse la posición de las mismas en un dispositivo similar

en funcionamiento y leerse directamente la presión en un indicador del sistema aplicable o medirse los grados angulares del sincro y trasladarlos a valores de presión con arreglo a los contenidos en las órdenes técnicas aplicables.

Medidores del sistema eléctrico (voltaje, frecuencia, carga, etc.)

13.6.70 Estos indicadores funcionan con arreglo al concepto de medidor de movimiento d'Arsonval. Cuando se dispone de energía eléctrica para dichos indicadores, es inherente la presencia de cambios de oposición debidos a la fuerza "g" del impacto. Si se pierde la potencia eléctrica y no ocurre captura, los punteros oscilan libremente y normalmente vuelven al cero mecánico. El análisis debería consistir en un examen para determinar la posición de la bobina del medidor. La posición del conjunto de bobina debería duplicarse en un instrumento similar para obtener la posición relativa del puntero.

13.7 SISTEMAS DE NAVEGACIÓN

Equipo de radiocomunicación y radionavegación

Transmisores y receptores

13.7.1 Durante el examen de la documentación del puesto de pilotaje, deberían examinarse los tableros del selector de frecuencia buscando las frecuencias seleccionadas. Estas frecuencias deberían correlacionarse con las instalaciones de radio en el área. Además, hay que verificar las posiciones de la perilla de control de volumen tanto en los tableros del selector como en los del selector de audio para determinar el volumen ajustado en el equipo.

13.7.2 El equipo de radio VHF para comunicación y navegación puede examinarse visualmente para determinar las frecuencias seleccionadas extrayendo la carátula frontal y leyendo la frecuencia en dos indicadores. Si el tablero delantero falta, deberían examinarse los conmutadores de cristal del selector de inclinación lateral para determinar qué cristales se habían seleccionado. Los dos valores del cristal pueden transmitirse al fabricante quien puede entonces proporcionar la frecuencia seleccionada. Otro método consiste en examinar las posiciones de las varillas y levas de selección de frecuencias, también tomando nota de las posiciones de las varillas de sintonización. Cuando se dispone de un equipo similar en una tienda de artículos de radio, este puede manipularse hasta que la posición de levas y varillas coincidan con las del componente en cuestión y luego la frecuencia puede leerse en el dispositivo en buen estado.

Goniómetros automáticos (ADF)

13.7.3 Se deben determinar la banda y la frecuencia seleccionadas en el tablero de control del ADF, y luego correlacionar estos valores con los de una instalación de baja frecuencia cercana. Si el ADF no funciona, deberían registrarse las posiciones de los condensadores de sintonización variables basando los valores en las placas del condensador para mantener la relación, y luego sintonizar otro receptor del mismo tipo hasta que las placas del condensador estén en la misma relación y se pueda obtener una buena aproximación de la frecuencia.

13.7.4 La aguja del ADF en el indicador radiomagnético puede documentarse como marcación indicada que puede relacionarse con la marcación del sitio del accidente respecto de la instalación seleccionada. Esto puede lograrse conjuntamente con la indicación de marcación de la aguja del VOR y así proporcionar una verificación de la navegación por la tripulación de vuelo, en particular en accidentes ocurridos en ruta. Puede ser posible obtener información sobre marcación a partir de la posición de los bucles móviles del ADF dependiendo de su estado.

Equipo radiotelemétrico (DME)

13.7.5 Debería registrarse la posición del selector de canales en el puesto de pilotaje. El módulo de distancia en la parte frontal del dispositivo puede proporcionar una indicación de kilometraje; algunas unidades también proporcionan una indicación de canal seleccionado pero esto no ocurre con el equipo de estado sólido. El equipo que utiliza componentes móviles también puede proporcionar una indicación en cuanto a si el dispositivo estaba o no sintonizado en un canal.

13.7.6 Se debe determinar la frecuencia seleccionada para las instalaciones VOR y verificar si dicha instalación está equipada para respuestas a DME. El canal DME asignado a esa frecuencia puede entonces compararse con el encontrado en el equipo DME siniestrado. Se debe comparar la distancia encontrada en el DME con la distancia entre el lugar del accidente y la instalación seleccionada.

Antenas y cables

13.7.7 Deberían examinarse las conexiones de antenas y cables buscando señales de daño o malas conexiones. Las antenas del transmisor deberían examinarse para determinar si ha habido golpes de rayos o descargas estáticas.

Sistemas autónomos de a bordo

Sistemas de navegación inercial

13.7.8 Las aeronaves equipadas con sistemas de navegación inercial reciben los datos de entrada de giróscopos de tres ejes que traducen en movimiento las entradas de precesión giroscópica. Esto permite el cálculo de ruta de navegación ya sea por línea de rumbo (loxógromo) o círculo máximo. Los sistemas de navegación inercial son susceptibles de errores de precesión si no hay un mecanismo que actualice la posición del giróscopo o la tripulación no identifica dichos errores de posición y vuelve a calibrar el sistema.

Sistemas de giróscopo láser de anillo

13.7.9 Algunas aeronaves están equipadas con sistemas de navegación que utilizan unidades de referencia inercial de giróscopo láser de anillo. Un giróscopo láser de anillo es un sensor de velocidad angular que mide la deflexión de un haz de luz circular dentro del dispositivo. No tiene giróscopos giratorios y, por ello, es altamente fiable. Si bien son extremadamente exactas durante el vuelo, estas unidades deben alinearse precisamente en tierra antes del despegue. La alineación puede también actualizarse durante el vuelo. En algunas investigaciones, puede ser necesario examinar los datos de posición iniciales y los procedimientos de alineación o actualización empleados por el explotador. Se necesitan instalaciones de fabricante con banco de pruebas para realizar ensayos funcionales de los giróscopos láser de anillo.

Sistemas mundiales de determinación de la posición (GPS)

13.7.10 Es cada vez más común la navegación mediante el sistema mundial de determinación de la posición. El sistema mundial de determinación de la posición utiliza una red de satélites de navegación de elevada precisión. Una aeronave equipada con un receptor adecuado puede recibir simultáneamente señales de varios satélites y, mediante triangulación geométrica, determinar la posición verdadera. Este sistema proporciona mayor exactitud y elimina algunas de las limitaciones de los sistemas de navegación basados en tierra. Se necesitaría contar con apoyo del fabricante para evaluar la exactitud y el funcionamiento de los componentes del GPS.

13.7.11 Los sistemas mundiales de determinación de la posición utilizan normalmente presentaciones electrónicas. Como tales, su memoria interna no volátil debe evaluarse para verificar los datos. Los visualizadores no conservan información una vez perdida la potencia eléctrica. Puede ser posible aplicar potencia para una lectura de datos, pero esto debe hacerse en condiciones controladas de laboratorio.

13.7.12 Los investigadores deben estar atentos para determinar la presencia de los sistemas GPS cuando evalúen otros medios de navegación. Debido a la exactitud de estos sistemas y a los cálculos instantáneos de los destinos y posición, los pilotos han puesto erróneamente su confianza en ellos al volar por medios más tradicionales de radionavegación. La ejecución de aproximaciones utilizando datos GPS y basándose en aproximaciones publicadas no certificadas para ese sistema puede resultar en errores en la determinación de la posición y contribuir con ello a accidentes posteriores.

13.8 INVESTIGACIÓN DE SISTEMAS DE MANDOS DE VUELO

Introducción

13.8.1 En los accidentes, la investigación de los sistemas de mandos de vuelo de la aeronave insume mucho tiempo. Puesto que el sistema de mandos de vuelo se distribuye a través de toda la estructura de la aeronave, la tarea de identificar, recuperar e inspeccionar todos los componentes de mandos de vuelo es considerable. Antes de iniciarla, se deben examinar los antecedentes de mantenimiento de la aeronave para determinar problemas de mandos de vuelo o trabajos recientes realizados en este sector. No hay que desarrollar nociones preconcebidas sobre la base de lo que se encuentra en los registros. Más adelante, la investigación exhaustiva de los registros de la aeronave llevará un tiempo considerable. Luego se deben reunir todos los datos técnicos necesarios para identificar los componentes de los mandos de vuelo en el lugar del accidente. El fabricante puede haber elaborado datos de los mandos de vuelo para investigación, de ser así, hay que cerciorarse de que están disponibles. En esta parte de la investigación es fundamental contar con técnicos en mandos de vuelo experimentados. Estos técnicos están familiarizados con el sistema y con la apariencia de sus diversos componentes. Hay que recordar que las fuerzas de impacto y los daños causados por el fuego pueden alterar considerablemente la forma y la apariencia de las piezas. Por consiguiente, es importante disponer rápidamente de los números de cada pieza. En poder de los datos técnicos y con un buen técnico de mantenimiento de mandos de vuelo se inicia la búsqueda en el lugar del accidente.

Sistemas de mandos de vuelo

13.8.2 Dado que el sistema de mandos de vuelo difiere considerablemente para cada tipo de aeronave, se analiza aquí la investigación detallada de tres sistemas típicos. Estos tres sistemas son un sistema mecánico de mandos de vuelo, un sistema hidromecánico y un sistema hidroeléctrico (mandos eléctricos). En otras secciones de este capítulo se analizan los sistemas de aumentación de estabilidad y control y de piloto automático.

13.8.3 Todos los sistemas de mandos de vuelo controlan el movimiento a lo largo de los ejes longitudinal, lateral y vertical de la aeronave. Las superficies de mando de vuelo pueden dividirse en dos grupos principales, a saber, las superficies de mando primario y las superficies de mando secundario (o auxiliar).

13.8.4 Las superficies de mando primario y secundario se controlan y activan a través de varios componentes que comprenden actuadores, bisagras, soportes, ejes acodados, tubos de empuje-tire, tirantes, cables, poleas, contrapesos y pesos colgantes. En los helicópteros, los sistemas y componentes del mando colectivo y del cíclico, incluyendo los rotores principal y de cola, constituyen parte integral del sistema de mandos de vuelo. Hay que tratar de identificar y recuperar todos estos componentes en el lugar del accidente.

Superficies de mando primario de vuelo

13.8.5 Las superficies de mando primario son los alerones, timones de altura (elevadores o "estabiladores"), y timones de dirección. La mayoría de las superficies de mando son similares pero difieren en tamaño, forma, método de conexión y método de activación. Normalmente están construidas en una aleación de aluminio o material compuesto en torno de un único larguero o tubo de torca. Al larguero se fijan nervaduras o costillas en los bordes de ataque y de fuga que se unen con una franja metálica. En algunas aeronaves una superficie de mando puede servir un propósito doble. Por ejemplo, un conjunto de superficies de mando, denominadas "elevones", combina la función de los alerones y los elevadores (timones de altura). Los denominados "flaperones" son alerones que también pueden funcionar como flaps. El "estabilador" es una sección móvil horizontal de la cola que sirve como estabilizador horizontal y elevador o timón de altura.

Superficies de mando secundario de vuelo

13.8.6 Las superficies de mando secundario consisten en aletas de compensación, aletas de equilibrio, servoaletas, flaps, disruptores aerodinámicos o expoliadores, frenos aerodinámicos y dispositivos de borde de ataque. Su finalidad es reducir la fuerza requerida para activar los mandos primarios, centrar y equilibrar la aeronave durante el vuelo, reducir la velocidad de aterrizaje o acortar la longitud del recorrido de aterrizaje así como modificar la velocidad de la aeronave durante el vuelo. Hay que cerciorarse de que se tienen en cuenta todas las superficies de mandos primarios y secundarios durante la investigación.

Componentes básicos

13.8.7 Algunos componentes básicos son comunes a varios sistemas. He aquí algunas descripciones.

Conjunto de cables

13.8.8 El conjunto de cables convencional consiste en un cable flexible, terminales (conectores de extremo) para conectar con otras unidades y tensores.

Poleas

13.8.9 Las poleas se utilizan para guiar los cables y también para cambiar la dirección del movimiento de éstos. Los cojinetes de las poleas están sellados y no necesitan lubricación más que durante su fabricación. Las poleas son sostenidas por soportes fijados en la estructura de la aeronave. Los cables que pasan sobre las poleas se mantienen en su lugar mediante guardas. Las guardas son estrechas para impedir que los cables se traben o se suelten cuando se aflojen debido a cambios en la temperatura. Los túneles de las poleas son un lugar típico para que objetos foráneos se traben. Véase la Figura III-13-5.

Pasacables

13.8.10 El pasacables es otro tipo de guía de cables construido con material no metálico (como resinas fenólicas) o material metálico (como el aluminio blando). El pasacables rodea completamente el cable cuando pasa a través de orificios en mamparos u otras partes metálicas. Los pasacables se utilizan como guías de cables en una línea recta a través o entre partes estructurales de la aeronave. Nunca deberían cambiar la dirección del cable en más de tres grados. Véase la Figura III-13-6.

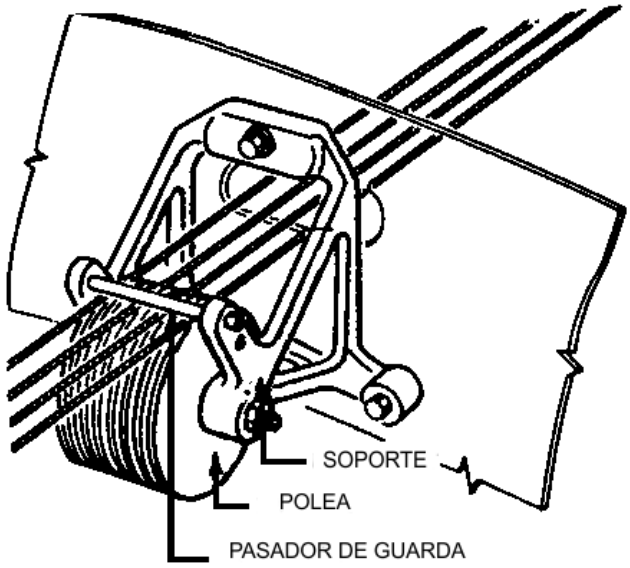


Figura III-13-5. Configuración típica de polea

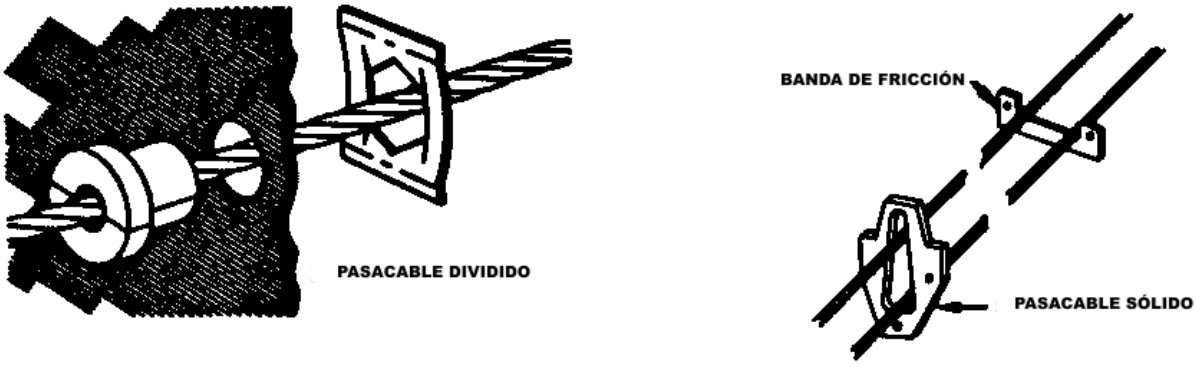


Figura III-13-6. Pasacables

Sellos de presión

13.8.11 Los sellos de presión se instalan cuando los cables o varillas se mueven a través de mamparos de presión. El sello se ajusta lo suficiente como para prevenir la pérdida de exceso de presión de aire pero no tanto como para impedir el movimiento del cable o varilla.

Varillas de control

13.8.12 Las varillas de control se utilizan como enlaces en el sistema de mandos de vuelo para dar un movimiento de empuje-tire. Por consiguiente, también se conocen como varillas de empuje-tire. Pueden ajustarse en un extremo o en ambos extremos. Las varillas de control consisten en un tubo con extremos de varilla roscados. Un extremo de varilla ajustable, u horquilla de extremo de varilla, se adosa en cada extremo del tubo. El extremo de la varilla, u horquilla, conecta el tubo con las partes del sistema de mando de vuelo. La tuerca de seguridad, cuando está ajustada, impide que se afloje el extremo u horquilla de la varilla. Véase la Figura III-13-7.

Ejes acodados

13.8.13 El eje acodado cambia la dirección del movimiento y transmite movimientos a piezas como las varillas de control, los cables y los tubos de torca. Véase la Figura III-13-8.

Tubo de torca

13.8.14 Se instala un tubo de torca cuando se necesita un movimiento angular o de torsión en el sistema de mandos de vuelo. Véase la Figura III-13-9.

Tensores

13.8.15 El tensor se utiliza en sistemas de control de cables para ajustar la tensión de éstos. El barril del tensor está roscado con rosca izquierda dentro de un extremo y rosca derecha dentro del otro. Cuando se ajusta la tensión del cable, los terminales del cable se atornillan a cada extremo del barril a una distancia igual haciendo girar dicho barril. Después de ajustado el tensor debe asegurarse bien.

Tornillo elevador

13.8.16 Un tornillo elevador es un mecanismo ajustado por roscado para aplicar presión en una superficie. Los tornillos elevadores se accionan normalmente con un motor eléctrico y se utilizan para poner en posición las superficies de mando de flaps y de aletas de compensación.

Superficies de mando accionadas por sistema hidráulico

13.8.17 En un sistema de accionamiento hidráulico, la entrada del piloto se utiliza para abrir válvulas que dirigen el fluido hidráulico hacia los actuadores, que están conectados con la superficie de mando mediante varillas de control. Los actuadores mueven la superficie de mando a la condición de vuelo deseada. Las entradas pueden controlarse manualmente mediante un cuadrante de transmisión de potencia o eléctricamente como en los sistemas de mando eléctrico.

Investigación en el lugar del accidente

13.8.18 Independientemente del tipo de sistema de mando de vuelo que se está investigando, la labor en el lugar del accidente que debe analizarse es similar. Si hay miembros de la tripulación de vuelo que han sobrevivido, su testimonio es un excelente punto de partida, aunque muchos investigadores expertos no quieren examinar testimonios hasta no haber completado su examen inicial del sitio. Si no hay testigos del accidente, las indicaciones iniciales de la participación de los mandos de vuelo pueden hacerse evidentes durante la primera visita al lugar del accidente.

a) Se debe identificar, etiquetar y fotografiar, en su estado presente, tanto del sistema como sea posible. Durante esta parte de la investigación, hay que cerciorarse de documentar tanto con notas como con fotografías, todas las observaciones que parecen ser inusuales.

b) Si hay que desconectar parte del sistema, hay que marcar cada lado de la conexión a fin de poder reconstruir. Se deben documentar todas las desconexiones.

c) Hay que marcar la posición de todos los componentes que puedan moverse libremente durante la recuperación de los restos.

d) Para investigar adecuadamente todo el sistema, hay que hacer un croquis de los fragmentos de componentes a escala completa. Esto también ayuda a determinar cuánto en el sistema se ha recuperado. Hay que establecer un área segura para hacer esto y aportar para exámenes detallados todo lo que se haya encontrado en el lugar del accidente.

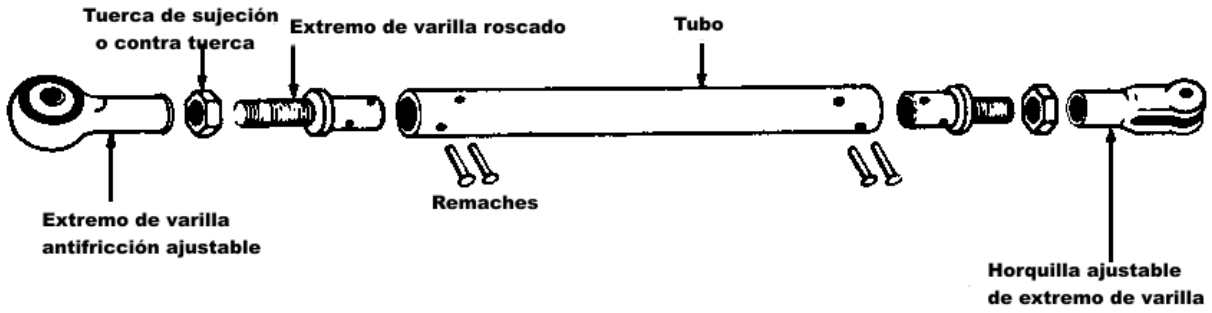


Figura III-13-7. Varilla de control típica

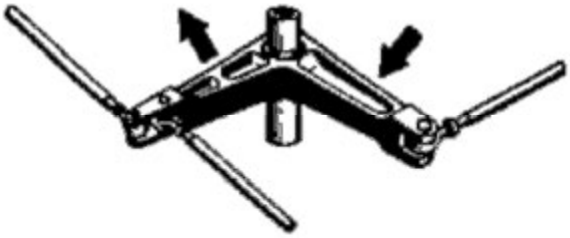


Figura III-13-8. Eje acodado típico

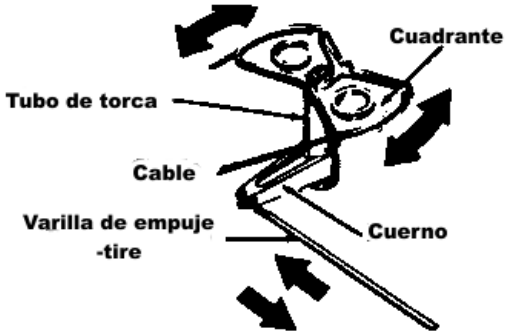


Figura III-13-9. Disposición típica del tubo de torca

El sistema mecánico

13.8.19 El sistema de mando de vuelo más sencillo es estrictamente mecánico. Las superficies de mando de alerón, timón de altura y timón de dirección están conectadas a la palanca de mando o columna de mando del piloto por conjuntos de cables que funcionan mediante varillas de control, ejes acodados y tubos de torca.

Generalidades

13.8.20 Después de identificar todas las superficies de mando y tantos aspectos del sistema de mandos de vuelo como fue posible en el sitio del accidente, se debe iniciar un examen detallado. Durante el transcurso de la investigación, se debe hacer todo lo posible por establecer:

a) que todas las superficies, incluyendo las aletas de compensación, se tienen en cuenta;

b) la presencia de cualquier objeto foráneo;

c) la continuidad de cada mando de vuelo desde la palanca de control o timón de dirección a la superficie de mando;

d) la posición de cada superficie de mando de vuelo en el momento del impacto; y

e) la posición de las aletas de compensación en el momento del impacto.

Investigación detallada

13.8.21 Se debe hacer un croquis del sistema de mandos de vuelo en un área protegida, utilizando en lo posible diagramas con las magnitudes reales. He aquí como proceder:

a) Inspeccionar con detenimiento las estructuras adyacentes a todas las superficies de mando de vuelo buscando marcas de contacto que indicarían la posición de la superficie en el momento del impacto. El empleo de las marcas de contacto para ubicar la posición de la superficie de control en el momento del impacto supone que el impacto contra el suelo ocurre en un período de tiempo tan breve (milisegundos) que el sistema en funcionamiento y la inercia de masa de la superficie de mando no permiten que haya movimientos significativos durante el impacto inicial. No obstante, las marcas hechas por las superficies de mando o la estructura adyacente también pueden suceder durante la rotura estructural posterior al impacto, produciendo indicaciones falsas o inútiles.

b) Inspeccionar detenidamente todos los cables de los mandos de vuelo buscando señales de atasco, ataduras y fallas anteriores al impacto. El atasco de los cables durante el vuelo puede detectarse normalmente por las marcas anteriores y posteriores en las superficies adyacentes. Las marcas en un sentido solamente normalmente identifican el atasco como resultado del impacto contra el suelo. Análogamente, una conexión rota o desconectada dejaría marcas importantes en las estructuras adyacentes si la falla ocurrió durante el vuelo y las superficies fueron movidas por cargas aerodinámicas o por un sistema de cable conexo. Los cables están construidos normalmente de materiales fuertes (como el acero inoxidable) mientras que los conjuntos de poleas, manguitos y estructuras de aeronave adyacentes son normalmente de aleaciones de aluminio. Por consiguiente, el análisis espectral por rayos X puede determinar si ha habido transferencias inusuales de metales que indiquen un bloqueo o atasco de cables. El mismo análisis con rayos X contribuye a determinar si un objeto foráneo encontrado entre los restos puede haber causado un atasco del mando. Si se rompe un cable de mando, se debe conocer lo que sucedió a cada superficie de mando. En algunas aeronaves no hay deflexión de mandos. El cable de télex puede fallar por varias razones, a saber:

1) Excoriación grave debida a contaminantes como el fluido hidráulico que ingresa a las conexiones de extremo de terminal. El contaminante puede endurecerse con el tiempo y provocar desgaste por rozamiento que, a su vez, podría resultar en una fricción excesiva cerca del extremo de terminal. Esta fricción puede imponer una fuerte carga al núcleo interior (cinta del cable) haciendo que se doble y luego se bloquee o atasque.

2) Los pernos o clavijas de conexión o los orificios de estos podrían fallar.

3) El núcleo interior (cinta cable) podría fallar.

4) Cualquier punto de fijación del cable podría fallar.

5) El cable podría fallar como resultado de una instalación inadecuada.

6) Objetos foráneos podrían hacer que el cable se atasque o falle.

Nota.— El examen de los cables rotos con microscopio o microscopio electrónico de barrido puede determinar si hubo fatiga u otras fallas de agrietamiento. Cuando se solicite ese tipo de examen, los cables deberían estar tan intactos como sea posible y se deberían incluir todas las piezas conectadas o incorporadas. Esto ayuda a identificar específicamente el cable.

c) Examinar la continuidad del sistema de mando de alerones:

1) asegurarse de que los tornillos a través de las bisagras del alerón están bien instalados;

2) verificar las conexiones de las varillas de empuje del alerón;

3) verificar la conexión del eje acodado del alerón;

4) verificar cualquier conexión directa y cruzada del cable de alerón con el eje acodado de éste;

5) verificar todos los soportes de polea, conjuntos de polea y tornillos de fijación;

6) verificar todos los soportes de piñones y cojinetes del sistema de mando buscando dientes faltantes o dañados; y

7) verificar la integridad de las columnas de mando. Estas a veces están conectadas mediante cadenas y tensores para el mando del alerón.

d) Examinar la continuidad del sistema de mando del timón de altura:

1) cerciorarse de que el conjunto de timón de altura está bien sujeto al estabilizador horizontal o timón de altura;

2) cerciorarse de que todos los brazos de contrapesos y los contrapesos están bien conectados con el conjunto del timón de altura;

3) verificar el conjunto de varillas de empuje del timón de altura;

4) verificar el eje acodado y las conexiones de cables del timón de altura; y

5) verificar poleas y soportes de poleas. Las poleas deberían estar bien protegidas. Verificar los manguitos que cubren la cara externa de las poleas buscando arañazos o muestras inusuales.

e) Examinar la continuidad del sistema de mando del timón de dirección:

1) verificar que todos los cojinetes, tornillos y tuercas están en su lugar;

2) verificar que la conexión de las barras de empuje del timón de dirección con el eje acodado de éste es adecuada;

3) verificar la seguridad de los soportes del eje acodado del timón de dirección y de las conexiones de éste;

4) verificar que la conexión de los cables a través del estabilizador horizontal es adecuada;

5) verificar que los soportes de las poleas del timón de dirección están adecuadamente conectados con las poleas, tornillos y tuercas que correspondan; y

6) verificar que las guardas de las poleas están en su lugar.

f) Si en el transcurso de este examen se determina que algunos de los componentes deben desconectarse, hay que asegurarse de que los tornillos todavía están en su lugar o de que los puntos de desconexión muestran pruebas claras de que se han desgastado o de haber recibido otros daños en el impacto. Si no pueden verse dichas pruebas, cabe sospechar firmemente que la desconexión ocurrió durante el vuelo y habrá que determinar las consecuencias de dicho suceso y cómo corresponde al escenario del accidente.

Investigación del sistema hidromecánico

Generalidades

13.8.22 El sistema hidromecánico típico emplea mandos primarios de vuelo para incluir un “estabilador” o timón de altura, timón de dirección y alerones o disruptores aerodinámicos/expoliadores. Los mandos son activados por cilindros de potencia hidráulica irreversible. Unos sistemas de sensación artificial proporcionan fuerzas aerodinámicas simuladas de la palanca de control y del pedal del timón de dirección debido a la falta de fuerzas aerodinámicas de realimentación procedentes de los cilindros de mando de potencia. Los sistemas de sensación artificial tienen actuadores de compensador los cuales, mediante los cilindros de potencia, mueven toda la superficie de mando. La sensación artificial se proporciona normalmente mediante resortes y pesos colgantes. La mayoría de los sistemas de compensador emplean tornillos elevadores o actuadores de compensador separados.

a) Los cilindros de potencia de los alerones reciben fluidos hidráulicos medidos precedentes de válvulas de control. Las válvulas de control, a su vez, están controladas por varillas de empuje-tire, y funcionan mediante ejes acodados y la columna de mando. La varilla del pistón del cilindro de potencia está conectada, en un extremo, a una horquilla fijada a la superficie de la aeronave. La porción de cilindro del cilindro de potencia está conectada al alerón.

b) Los componentes del sistema de estabilizador y timón de altura comprenden la palanca de mando, las varillas de empuje-tire, cables, ejes acodados, válvulas de control y cilindros de potencia. Cuando la palanca de mando se mueve en forma longitudinal, el movimiento se transmite por varillas de empuje-tire al eje acodado. Luego se transmite mediante cables a otro conjunto de varillas de empuje-tire. Este segundo conjunto de varillas activa la válvula de control que mide el fluido hidráulico para el cilindro de potencia.

c) El sistema de mando del timón de dirección comprende los pedales del timón de dirección, varillas de empuje-tire, conjuntos de cables, ejes acodados, un amortiguador de timón, válvulas de control y un cilindro de potencia. Cuando se mueven los pedales, el movimiento es transmitido por las varillas de empuje-tire, los ejes acodados y los conjuntos de cables. Esto determina las posiciones de los medidores de la válvula de control y encamina el fluido hidráulico al cilindro de potencia, que coloca en posición al timón de dirección. Normalmente es posible tener cierto dominio mecánico limitado del timón de dirección en caso de falla del sistema hidráulico.

Investigación detallada

13.8.23 La investigación detallada del sistema hidromecánico es muy similar a la del sistema mecánico. De la descripción del sistema presentado anteriormente, resulta evidente que gran parte del mismo está formada por cables, poleas, ejes acodados, varillas de control y tubos de torca. Estos componentes deben recuperarse y examinarse de la misma forma que se describió en 13.8.19 a 13.8.21. La diferencia principal es que las acciones de la tripulación no colocan directamente las superficies de mando sino que encaminan el fluido hidráulico a través de las válvulas de control hacia los actuadores que ejecutan la tarea. Por consiguiente, puede haber pruebas adicionales del funcionamiento del mando de vuelo y de la posición de la superficie. Los brazos del actuador pueden quedar cautivos en el impacto y su extensión puede medirse para determinar la posición del mando. Algunos puntos se aplican directamente al sistema de mandos de vuelo, a saber:

a) Verificar que se disponía de alimentación eléctrica e hidráulica para el sistema de mandos de vuelo.

b) Si los actuadores funcionan con cables, durante la separación de la aeronave en el impacto la rotura despareja de los cables normalmente lleva al actuador hasta el extremo de su recorrido.

c) Después de haberse interrumpido las líneas hidráulicas, los componentes que funcionan con pistón pueden pasar a ocupar una posición engañosa. Algunos actuadores se extenderán plenamente y algunos se retraerán con la pérdida de presión hidráulica.

d) La pureza del fluido hidráulico resulta crítica. La contaminación como con partículas de arena, polvo o aceite de silicona, cuando se combina con el fluido hidráulico, puede hacer que los actuadores funcionen mal o resultar en entradas espontáneas.

e) Muchos servomecanismos hidráulicos cuentan con servoválvulas centradas por resortes y que vuelven a sus posiciones sin energía o de bloqueo cuando decae la alimentación eléctrica o la presión hidráulica.

f) Si los barriles del actuador son de acero en vez de aluminio, es menos probable que el impacto provoque marcas en el interior. La probabilidad de que haya marcas de impacto es directamente proporcional a la fuerza de éste.

g) Examinar siempre la posibilidad de verificar el funcionamiento adecuado de los servos y actuadores hidráulicos en bancos de prueba. No siempre se puede establecer por la apariencia de éstos si es posible realizar la verificación.

h) Siempre fotografiar, tomar rayos X e indexar los actuadores antes de desarmarlos o cortar el barril.

El sistema hidroeléctrico

13.8.24 El sistema de mandos de vuelo eléctricos más avanzado es un sistema de aumentación cuádruple de mando y estabilidad, que emplea un concepto de mandos eléctricos. Las entradas a los mandos iniciada por el piloto se transmiten a través de señales eléctricas cuadrex en vez de enlaces mecánicos. El cableado está separado por ramales. Hay de dos a cuatro ramales a cada lado de la aeronave para prevenir que la pérdida del sistema provoque daños en otro sector. Los mandos en el puesto de pilotaje con transductores de desplazamiento mínimo (que proporcionan un conjunto de palanca y pedal de dirección esencialmente fijo) convierten las órdenes del piloto en señales eléctricas. Estas señales de mando eléctricas se procesan en una computadora de mandos de vuelo conjuntamente con señales eléctricas procedentes de giróscopos de velocidad, acelerómetros y del sistema de datos aeronáuticos que suministra presiones dinámica y estática conjuntamente con el ángulo de ataque. Las señales eléctricas procesadas se transmiten por cableado a los cilindros de potencia hidráulica que luego proporcionan salidas mecánicas a las superficies de mando de vuelo.

13.8.25 Dado que el sistema de mandos eléctricos de vuelo utiliza actuadores hidráulicos para poner en posición las superficies de mando, los procedimientos estándar analizados en este capítulo siguen siendo válidos. No obstante, una vez obtenida toda la información disponible de los actuadores, la investigación se transforma en una de análisis eléctrico y búsqueda y recuperación de datos.

Investigación del tornillo elevador

13.8.26 Los tornillos elevadores recuperados indican la posición del mando mediante conteo del número de hilos de rosca expuestos más allá de la correspondiente tuerca o caja de engranajes. Este tipo de mecanismo normalmente no se mueve libremente o cambia después del impacto. Hay datos técnicos disponibles para traducir el número de hilos de roscas puestos en una posición de mando.

Sistemas de compensador

13.8.27 Los sistemas de compensador son mecánicos o eléctricos. El sistema mecánico utiliza varillas de control, poleas, ejes acodados y tubos de torca. Las técnicas para una investigación de estos sistemas de compensador son muy similares a las analizadas para el sistema mecánico de mandos de vuelo. En el sistema eléctrico, puede utilizarse un actuador de aleta de compensación para ubicar la superficie de la aleta. De ser así, la posición de la aleta puede determinarse mediante medición del brazo del actuador. Si la medición de la longitud total es posible ella resulta más exacta porque elimina las tolerancias de montaje. Si el compensador se pone en posición mediante un tornillo elevador, se deben contar el número de hilos de roscas puestos como se explicó en la sección anterior. En un actuador eléctrico de compensador, también puede ser posible verificar el reglaje del tope del compensador. Los actuadores de compensador quedan frecuentemente dañados con el impacto. Se debe considerar el uso de radiografía o de rayos X para determinar la posición del actuador.

Sistemas de piloto automático

13.8.28 El sistema de mandos de vuelo automático (AFCS) típico es un sistema electromecánico o hidroeléctrico diseñado para proporcionar maniobras de vuelo estables, precisas y coordinadas sin interferir con el mando manual. La mayoría mantienen el rumbo y la actitud de la aeronave que se han seleccionado dentro de los límites del sistema y corrigen cualquier desviación respecto del rumbo o actitud seleccionados dentro de sus límites. Los componentes del sistema comprenden normalmente un tablero de control y amplificador, acelerómetros y sensores de giróscopo de velocidad. El amplificador de control recibe señales de los diversos elementos sensores del sistema y suministra potencia para los componentes de mando de vuelo. Las superficies de mando de vuelo se colocan en posición ya sea mediante servos independientes de cilindro de potencia o mediante servos integrados con los propios cilindros de potencia. Dado que la mayoría de los componentes del AFCS son eléctricos, producen poca información útil respecto de su capacidad de funcionamiento en el momento del impacto.

a) Se deben recuperar tantos componentes como sea posible y tratar de efectuar una verificación en banco de pruebas para determinar su funcionamiento normal.

b) Se debe documentar la posición de los conmutadores del tablero de control del AFCS recordando que el impacto puede cambiar la posición de los conmutadores de selección y de potencia. Algunos conmutadores del AFCS en funcionamiento vuelven a la posición de apagado cuando se pierde potencia eléctrica. Hay que verificar si alguna luz de advertencia del puesto de pilotaje relacionada con el AFCS está encendida.

c) Se deben verificar los servos del AFCS y también los cilindros de potencia conexos. Si es posible, verificar las características de desconexión del servo para asegurar su capacidad de desconectarse.

d) Hay que determinar la profundidad de la investigación del piloto automático mediante la participación del AFCS en el escenario de accidente. Si se sospecha que el sistema ha participado y no pueden verificarse en bancos de prueba los componentes, se necesita asistencia de expertos para determinar si las fallas ocurrieron antes del impacto o como resultado de éste.

Sistemas de aumentación de mandos (CAS)

13.8.29 Si la aeronave tiene un sistema de aumentación de mandos (CAS), este normalmente se sobreimpone al sistema de mandos de vuelo hidromecánico. El CAS típico es un sistema de dos canales y tres ejes. El CAS responde a las señales eléctricas generadas por las fuerzas aplicadas a la palanca de mando y al pedal del timón de dirección. Estas señales modifican las deflexiones de las superficies de mando ordenadas por el sistema de mandos de vuelo hidromecánico para proporcionar las cualidades de vuelo deseadas. El CAS también proporciona una mayor amortiguación en los tres ejes. Dado que las entradas del CAS se aplican directamente a los actuadores de mando y responden a las fuerzas y no requieren movimiento de los mandos, cuando el CAS está conectado la aeronave es plenamente controlable ante la pérdida de algunos o todos los enlaces mecánicos. La característica de canal doble apaga cualquier eje cuando ocurre una falla.

a) Se debe analizar el tablero de control del CAS para determinar la posición de los conmutadores, recordando que el impacto puede modificar la posición de los conmutadores de selección.

b) Se debe determinar si hay alguna luz del puesto de pilotaje relacionada con el CAS que esté encendida.

c) Hay que verificar todos los servos del CAS y tratar de determinar su condición de funcionamiento.

d) Se deben verificar todas las conexiones del cilindro de potencia con servo.

e) Hay que consultar a los expertos si se sospecha que había componentes del CAS funcionando mal antes del impacto y que el mal funcionamiento se relaciona con el accidente.

Nota.— Los sistemas CAS funcionan a un número muy elevado de ciclos por segundo. A menos que el impacto sea de velocidad muy elevada, resulta dudoso el volumen de información valiosa que puede obtenerse.

Sistemas de aumentación de la estabilidad (SAS)

13.8.30 Los sistemas de aumentación de la estabilidad (SAS) emplean giróscopos de velocidad y acelerómetros laterales para sentir los cambios de movimiento en torno o alrededor de sus respectivos ejes y envían señales a los mandos de superficie para oponerse a cualquier desviación respecto de la actitud de vuelo normal. Su acción disminuye cualquier tendencia de la aeronave a oscilar en balanceo, guiñada o cabeceo, o a desarrollar fuerzas laterales que hagan que la aeronave derrape o se deslice.

a) Utilizando datos técnicos, se debe investigar la capacidad del SAS para determinar si puede producir posiciones de superficies de mando que pudieran ser un factor del accidente.

b) Hay que verificar la posición de los conmutadores del tablero de control del SAS recordando que éstos pueden cambiar de posición como resultado de las fuerzas de impacto.

c) Hay que verificar si alguna luz de advertencia o control del SAS estaba encendida en el momento del impacto.

d) Hay que verificar todas las conexiones de los servos con el cilindro de potencia.

e) Se deben verificar todos los servos del SAS y tratar de determinar su condición de funcionamiento.

f) Hay que consultar a los expertos si se sospecha que algunos componentes del SAS estaban funcionando mal antes del impacto y que dicho funcionamiento deficiente está relacionado con el accidente.

Nota.— Los sistemas SAS funcionan a un número muy elevado de ciclos por segundo. A menos que el impacto sea de velocidad muy elevada, resulta dudoso el volumen de información valiosa que puede obtenerse.

Componentes varios

13.8.31 Los componentes que funcionan por electricidad como las válvulas solenoides, válvulas de control y circuitos de advertencia deberían examinarse también. Algunas válvulas funcionarán automáticamente cuando funciona mal o falla una unidad de control de potencia u otro dispositivo. Estas válvulas deberían recuperarse y documentarse sus posiciones. Hay que documentar también el estado de cualquier sistema de sensación artificial y de los amortiguadores.

Componentes de mando de vuelo — ensayos funcionales

13.8.32 Los componentes hidromecánicos y electrohidromecánicos como las unidades de control de potencia, de aumento de control y tornillos elevadores del estabilizador pueden ensayarse en cuanto a su funcionamiento como una unidad completa.

13.8.33 Pueden planificarse ensayos especiales que proporcionarán más información que los ensayos estándar. Un ejemplo sería el ensayo de las capacidades del tornillo elevador del estabilizador en ciertas condiciones de carga en la cola. Cuando el conjunto de tornillo elevador se monta en el banco de prueba, se le puede cargar estáticamente en cuanto a tensión y compresión para simular la aplicación de la deflexión total del timón de altura en ambas direcciones a determinadas velocidades aerodinámicas. Los mandos hidráulicos, eléctricos y mecánicos pueden accionarse entonces para determinar la capacidad del tornillo elevador de funcionar en tales condiciones.

Sistemas de mandos de vuelo eléctricos

13.8.34 Los sistemas de mandos de vuelo o mando de motor eléctricos requieren una combinación de técnicas para su análisis: debe evaluarse el adecuado funcionamiento de los sensores y transductores de entrada de los mandos; deben evaluarse el estado y la continuidad de los cables; deberían examinarse los servos de control en cuanto a sus aspectos electromecánicos y, finalmente, deben examinarse los actuadores como sistemas giratorios hidráulicos, neumáticos o eléctricos según corresponda.

13.9 SISTEMAS DE DETECCIÓN Y PROTECCIÓN CONTRA INCENDIOS

Detectores de incendio

13.9.1 Los detectores de incendio pueden ser del tipo cable detector o pueden consistir en varios detectores individuales conectados en serie. Deberían verificarse la continuidad y la conexión a tierra o el cortocircuito de los circuitos de alarma de incendio y ensayarse las cajas de relés de los detectores para determinar su grado de funcionamiento.

Nota.— Los sistemas de detección y extintores de incendio son cada vez más complejos y por consiguiente podría considerarse el empleo de conocimientos especializados y equipos de ensayo del fabricante.

Sistemas de extintores de incendio

13.9.2 Estos sistemas pueden utilizar dióxido de carbono, freón o, más comúnmente, halones. Normalmente, se proporciona protección antiincendio para los motores y los grupos auxiliares de energía; no obstante, muchas aeronaves antiguas también proporcionan protección para los compartimientos debajo del piso. Las aeronaves que utilizan calefactores de combustión para sistemas de aire acondicionado y antihielo térmico tendrán también protección contra incendios en los calefactores. Esta última será normalmente del tipo de dióxido de carbono.

13.9.3 Deberían recuperarse y examinarse para determinar su estado de carga los cilindros o bombonas de los extintores de incendios. Si se determina que están cargados, debería organizarse su almacenamiento seguro para evitar lesiones personales. Si están descargados, deberían examinarse las cabezas de control para determinar si la descarga fue intencional o no. En algunos casos, cada recipiente de extintor tiene la capacidad de dirigir la descarga a dos áreas seleccionadas por el miembro de la tripulación. En este caso, es probable que un detonador explosivo eléctrico todavía funcione y deba ser desarmado por personal adecuadamente entrenado. Algunos sistemas incorporan relés térmicos y esta función también debería examinarse. En el recipiente, o cerca del área de instalación del extintor, se instalan discos indicadores para proporcionar pruebas de descarga intencional o térmica. Debería inspeccionarse el estado de estos indicadores.

Extintores portátiles

13.9.4 Los extintores portátiles utilizan dióxido de carbono o halones. También deberían recuperarse y examinarse para determinar si fueron utilizados o no. Si lo fueron, debería hacerse todo lo posible por determinar si el uso ocurrió antes del accidente o durante las operaciones de salvamento.

13.10 SISTEMAS DE PRESURIZACIÓN

13.10.1 Las aeronaves que vuelan normalmente por encima de los 3 000 m (10 000 ft) en general están equipadas con un sistema de oxígeno que se administra a través de máquinas o cánulas (normal en aeronaves más pequeñas), o están presurizadas por un sistema de control ambiental (ECS) que utiliza aire proporcionado por compresores o aire comprimido. El aire de purga extraído de los motores se calienta por compresión y luego se refrigera haciéndolo pasar a través de una máquina de intercambiador de calor y ciclo de aire conocida normalmente por las tripulaciones y los técnicos como “sistema de packs”.

13.10.2 La mayoría de las aeronaves comerciales modernas cuentan actualmente con un controlador electrónico de dos canales para mantener la presurización junto con un sistema de reserva manual. Estos sistemas mantienen la presión del aire en un valor equivalente a 2 500 m (8 000 ft) o inferior, incluso durante el vuelo a altitudes por encima de los 13 000 m (43 000 ft). Las aeronaves tienen una válvula de alivio de presión positiva en caso de haber presión excesiva en la cabina. Esto es para proteger la estructura de la aeronave respecto a cargas excesivas. Normalmente, la diferencia máxima de presiones entre la cabina y el aire ambiente exterior es de entre 7,5 y 8 psi (51,7 y 55,2 kPa). Si la cabina se mantuviera a la presión de nivel del mar y luego se volara a 35 000 ft (10,7 km) o más, la diferencia de presiones sería de más de 9 psi (62 kPa) y la vida estructural del avión se vería limitada.

13.10.3 El sistema de aire acondicionado proporciona un flujo constante de aire presurizado a la cabina. Normalmente, un pequeño volumen de aire se fuga a través de los sellos de puertas y otras aberturas. La presurización y la ventilación están controladas mediante la modulación de la válvula de salida y de la válvula de descarga exterior. Siempre constituye una emergencia cuando la aeronave presurizada sufre una falla de presurización por encima de los 3 000 m (10 000 ft). Si esto ocurre, el piloto debe ejecutar inmediatamente un descenso de emergencia y activar las máscaras de oxígeno para todas las personas a bordo. Dos accidentes recientes, uno con un avión comercial en Europa y otro con un reactor de negocios en los Estados Unidos, habrían sido iniciados por problemas de presurización que provocaron la pérdida de conciencia de las tripulaciones.

13.10.4 Si se sospecha un problema de presurización, deberían investigarse los componentes del sistema de presurización. La investigación debería establecer si la falta de presurización se debió a fugas de aire de la aeronave o si el sistema de presurización no proporcionó aire suficiente como para presurizar la aeronave. Esto comprende la inspección de la cabina de presión y de los sellos y conductos en busca de grietas o perforaciones. Debería establecerse el adecuado funcionamiento del control de presurización y de las válvulas del sistema, incluyendo la válvula de salida. También deberían inspeccionarse el estado de la máquina de ciclo de aire y los diferentes sensores del sistema, conjuntamente con la integridad de los conductos de éste.

Sistema de oxígeno en el puesto de pilotaje

13.10.5 En las aeronaves comerciales modernas el sistema de oxígeno en el puesto de pilotaje utiliza máscaras o reguladores de dilución-demanda, de rápida colocación, emplazadas en cada estación de tripulante. El oxígeno es suministrado por un cilindro único que normalmente está emplazado en el compartimiento de carga delantero. Un cilindro proporciona oxígeno a todos los miembros de la tripulación de vuelo. La presión del oxígeno se presenta en el indicador emplazado en el puesto de pilotaje. El flujo de oxígeno se controla mediante un regulador montado en la máscara de oxígeno. Este regulador puede ajustarse para suministrar 100% de oxígeno. Deberían inspeccionarse el

funcionamiento de las máscaras y todos los tubos y conexiones desde el cilindro de oxígeno hasta la máscara. Dado que el sistema de oxígeno para la tripulación es un sistema de emergencia no tiene que ser redundante; por consiguiente, un solo cilindro suministra oxígeno a todos los miembros de la tripulación de vuelo. Durante el mantenimiento periódico se inspeccionan los cilindros de oxígeno para determinar su contenido y reemplazarlos si es necesario. Los investigadores deberían verificar la válvula de activación/desactivación del cilindro para asegurarse de que está en la posición abierta durante la sustitución. La verificación del flujo de oxígeno a la máscara es un aspecto previo al vuelo, pero en el pasado se han encontrado cilindros con sus válvulas cerradas.

Cilindros de oxígeno

13.10.6 Los cilindros de oxígeno para la tripulación de vuelo y los cilindros portátiles para pasajeros deberían revisarse para asegurar que ninguno de ellos haya hecho explosión antes del accidente. Todo cilindro que permanezca cargado debería ubicarse en un almacenamiento seguro para prevenir lesiones personales. Siempre que sea posible, se debe verificar el contenido del cilindro para asegurarse de que el gas es oxígeno y no algún material tóxico.

Sistemas de oxígeno en la cabina de pasajeros

13.10.7 Se proporciona oxígeno de emergencia procedente de generadores químicos de oxígeno a los pasajeros de las aeronaves presurizadas para protegerles con respecto a caídas de presión en la cabina. Los generadores de oxígeno químicos no se utilizan para la tripulación de vuelo. Para cada fila de asientos se proporcionan máscaras y generadores de oxígeno en los compartimentos superiores. Si ocurre una descompresión, se abren los compartimientos ya sea por un conmutador automático de presión o por uno manual, y las máscaras caen desde el compartimiento. Si se sospecha un problema de presurización en la investigación, deberían buscarse pruebas respecto a si el funcionamiento del sistema de activación era adecuado y si los pasajeros usaron las máscaras. Además, debería inspeccionarse el estado de servicio de los generadores químicos de oxígeno.

13.11 SISTEMAS DE TREN DE ATERRIZAJE

13.11.1 En conjunto, el sistema de tren de aterrizaje comprende los frenos, dispositivos antiderrapantes, ruedas y neumáticos. Desde el punto de vista de la investigación, resulta más práctico dividir estos sistemas en dos: el tren de aterrizaje propiamente dicho y los frenos, dispositivo antiderrapante, ruedas y neumáticos.

13.11.2 Normalmente, pero no siempre, los problemas de tren de aterrizaje desplegado o replegado no están relacionados con problemas que involucren la aceleración o desaceleración de la aeronave.

13.11.3 El tren de aterrizaje debe absorber el choque del aterrizaje. Esto se logra a menudo con amortiguadores de aire-aceite (oleoneumáticos) en los que el aceite hidráulico se hace pasar por un orificio en volúmenes controlados para absorber las fuerzas de aterrizaje. Algunas aeronaves emplean un amortiguador de viga colgante que es esencialmente un amortiguador oleoneumático montado en un brazo de palanca y otras pueden usar un resorte de acero al cual se fija el conjunto de la rueda.

Tren de aterrizaje fijo

13.11.4 Si ocurre una falla del tren de aterrizaje, deberían examinarse los amortiguadores, los tornillos de montaje y la estructura de montaje del fuselaje. Hay que determinar si los tornillos correctos estaban instalados, si la corrosión había reducido la resistencia del material o si los componentes fallaron debido a fatiga. Si la inspección del sistema de tren de aterrizaje no detecta ningún problema, debería sospecharse que ha ocurrido un aterrizaje forzoso.

Tren de aterrizaje replegable

13.11.5 Los trenes de aterrizaje replegables modernos funcionan por medios hidráulicos o eléctricos. Algunos de los diseños de aeronave más antiguos tienen incluso trenes de aterrizaje de funcionamiento manual. Los sistemas comprenden algún dispositivo para prevenir el repliegue inadvertido en tierra. En algunas aeronaves, esta característica de seguridad puede ser anulada deliberadamente por el piloto. El sistema también comprende algún método de emergencia para desplegar el tren. En el caso de trenes de aterrizaje de funcionamiento hidráulico, dicho método puede ser una fuente alterna de presión hidráulica, presión neumática de recipientes de aire de emergencia o un método mecánico de soltar el mecanismo de repliegue y enganche permitiendo que el tren de aterrizaje caiga por su propio peso. En caso de un sistema de tren de aterrizaje de funcionamiento eléctrico, el despliegue de emergencia ocurre normalmente por desbloqueo mecánico y caída libre. Algunos sistemas requieren accionamiento manual después de soltado el tren para desplegarlo plenamente y asegurarlo en la posición abajo.

13.11.6 En el puesto de pilotaje, hay una combinación de indicadores y luces para permitir que el piloto vigile la posición del tren de aterrizaje. Además, se cuenta con una señal sonora de advertencia si las palancas de mando de gases o de potencia se demoran por debajo de un cierto punto y el tren de aterrizaje no está desplegado. A veces, la posición de los flaps también afectará la emisión de la alarma sonora.

13.11.7 La mayoría de los trenes de aterrizaje modernos incorporan interruptores de indicador de posición del tren o de “peso sobre ruedas” que se cierran cuando el tren de aterrizaje está desplegado y el peso del avión descansa sobre el mismo. Muchos otros sistemas de aeronave pueden conectarse a través de estos interruptores de indicación de posición del tren y no funcionan correctamente si los interruptores funcionan mal.

13.11.8 El tren de aterrizaje replegable puede presentar otros problemas. El funcionamiento del tren de aterrizaje induce normalmente momentos de cabeceo y de resistencia aerodinámica que el investigador debería considerar. Si el tren de aterrizaje se repliega o despliega a velocidades aerodinámicas superiores a la velocidad autorizada, pueden ocurrir daños estructurales, especialmente con respecto a las puertas del tren de aterrizaje y carenados de unión. Los trenes de aterrizaje tienen tres posiciones, a saber: arriba, en tránsito y abajo. El examen de los mecanismos de bloqueo hacia arriba y hacia abajo debería revelar pruebas en cuanto a su posición. Si no ocurrieron daños a estos enganches de bloqueo, el tren de aterrizaje estaba probablemente en tránsito. Se debe correlacionar esta información con otros indicadores como los actuadores, palanca de tren de aterrizaje y luces o indicadores de posición del tren.

Mecanismos de bloqueo arriba y bloqueo abajo

13.11.9 Los sistemas de bloqueo en posición arriba y en posición abajo pueden ser enlaces mecánicos movidos por retracción o extensión a una posición “sobre el centro”. Con frecuencia en las aeronaves más pequeñas, un perno accionado por solenoide eléctrico puede formar parte del mecanismo de bloqueo abajo para impedir que las fuerzas de aterrizaje hagan girar el enlace sobre el centro, lo que haría caer el tren. La primera manipulación de la palanca del tren de aterrizaje sería desconectar el bloqueo apropiado y dejar que el sistema lo mueva a la posición en tránsito.

13.11.10 Algunas aeronaves con mecanismos hidráulicos no cuentan con un enlace mecánico tradicional para bloqueo sobre el centro. Emplean la presión hidráulica del sistema para mantener el tren en la posición seleccionada. Esto puede aplicarse a la posición “abajo” cuando el actuador hidráulico funciona también como amortiguador para el movimiento hacia adelante en la toma de contacto.

13.11.11 Las aeronaves grandes frecuentemente carecen de mecanismos de bloqueo hacia arriba y permiten que la presión hidráulica se libere una vez que se han cerrado las puertas del tren de aterrizaje. En este caso, el tren cae para descansar sobre las puertas bloqueadas durante el vuelo en crucero. Si es necesario un despliegue de emergencia, las puertas se destraban y el tren cae a la posición de aterrizaje.

Ruedas

13.11.12 Las ruedas de las aeronaves se fabrican de magnesio, aleación de aluminio o aleación de acero. Funcionan en un medio de alta tensión y están sujetas a corrosión y daño mecánico durante la instalación de los neumáticos y el servicio normal. La mayoría de las ruedas modernas son del tipo dividido en dos en el cual las dos mitades de la rueda se atornillan juntas por debajo del talón del neumático. Debido a las tolerancias de fabricación, es fundamental que ambas mitades de la rueda se hagan corresponder según el número de pieza y número de fabricante. Las ruedas contienen la válvula de inflado del neumático y los fusibles diseñados para fundirse y liberar la presión del neumático, y pueden contener también una válvula de alivio de presión diseñada para disminuir la presión de inflado excesiva.

13.11.13 Las ruedas de las aeronaves se diseñan teniendo en cuenta el peso máximo operacional de la aeronave, el peso máximo de aterrizaje, las condiciones de aterrizaje previstas y los límites máximos de performance. En su entorno normal de funcionamiento no se prevé que las ruedas tengan la misma duración que las aeronaves y pueden tener limitaciones en cuanto a tiempos o ciclos.

Frenos

13.11.14 Los frenos de las aeronaves son dispositivos para absorber energía mecánica y convertirla en calor. La mayoría de los frenos de las aeronaves modernas son del tipo de disco único o múltiple. En el tipo de disco único, una o más “pastillas” de pistón hidráulico aplican fuerza a un disco de freno giratorio aplicado al conjunto de la rueda. En el tipo de discos múltiples, un cierto número de discos fijos (estatores) se comprimen por medios hidráulicos contra uno o más discos giratorios (rotores). La cantidad de presión es normalmente función de la presión aplicada a los pedales de freno del puesto de pilotaje. En las aeronaves con tripulación múltiple, el uso de un juego de pedales puede aislar al otro juego. En algunas aeronaves, ambos juegos pueden usarse simultáneamente y el efecto es aditivo, es decir que la presión total aplicada a los frenos es la suma de las presiones aplicadas a ambos juegos de pedales.

13.11.15 Algunas aeronaves pueden tener frenos de emergencia que utilizan presión suministrada por los acumuladores de frenos o cilindros de aire de emergencia. Una característica de los sistemas de frenos de emergencia es que hay un número limitado de aplicaciones a los mismos, pero cada aplicación de frenos es efectiva hasta que se la suelta.

13.11.16 El uso de los frenos de aeronave produce una considerable cantidad de calor. La mayoría de los manuales de vuelo de las aeronaves tienen cartas con límites de energía de frenado que trazan la generación de calor en función del peso bruto, velocidad, distancia de parada, etc. Dado que las temperaturas máximas no se generan dentro del conjunto de la rueda hasta varios minutos después de la aplicación de los frenos, y dado que el efecto de aplicaciones de frenos sucesivas es aditivo, puede ser necesario considerar la distancia y el tiempo de rodaje anteriores al calcular las temperaturas de frenado máximas.

13.11.17 El problema de los frenos excesivamente calientes puede conducir a otros problemas. Los modernos conjuntos de ruedas tienen fusibles que se funden y liberan la presión de los neumáticos antes de que el neumático falle. En algunos sistemas, los frenos pueden generar suficiente calor como para derretir las juntas tóricas en los pistones de frenos automáticos y crear una fuga de fluido hidráulico. Si esto ocurre, invariablemente se produce un incendio puesto que los frenos están también lo suficientemente calientes como para encender el fluido hidráulico normal y, muy probablemente, también el fluido hidráulico “a prueba de fuego”.

13.11.18 En todo caso, el mejor conjunto de frenos de aeronave solo puede impedir que las ruedas giren. La fuerza de parada real aplicada a la aeronave se debe al rozamiento entre los neumáticos y la pista.

Neumáticos

13.11.19 Los neumáticos de las aeronaves están diseñados para soportar velocidades muy elevadas y cargas estáticas y dinámicas de mucho peso – en forma intermitente. En contraste, los neumáticos de automóvil están diseñados para velocidades y cargas mucho menores, pero para avanzar continuamente a una temperatura estabilizada. Los neumáticos de aeronaves fallarán si funcionan en forma continua.

13.11.20 Los neumáticos se identifican en primer lugar por tamaño y por número de capas o lonas. El número de lonas es un índice de la resistencia del neumático y no se relaciona necesariamente con el número de capas reales en el mismo. La mayoría de los neumáticos de uso actual son sin tubo. Las características de resistencia de los neumáticos (por tamaño y número de lonas) se especifican en términos de velocidad máxima, carga máxima, presión de frenado sostenida máxima y carga aproximada requerida para aplastar un neumático correctamente inflado contra la llanta de la rueda.

13.11.21 La presión de inflado de los neumáticos la especifica normalmente el fabricante como la presión necesaria para mantener la capacidad nominal de carga. En general, se considera que el subinflado del neumático es algo inferior al 95% del inflado requerido. Esto plantea algunos problemas en el sentido de que las condiciones en las cuales se mide la presión (temperatura del neumático, por ejemplo) además de las tolerancias del dispositivo de medición pueden exceder las tolerancias de inflado. El subinflado conduce a un daño progresivo e irreversible de los neumáticos y a una posible falla en el futuro. La evidencia de que el neumático ha funcionado subinflado es rara vez visible hasta que el neumático falla. El daño al neumático debido al subinflado no ocurrió necesariamente en el vuelo en el que falló el neumático.

Sistemas antideslizantes y de protección por aceleración de la rotación de las ruedas

Sistemas antideslizantes (dispositivo antiderrape)

13.11.22 La fuerza de frenado máxima de la aeronave se alcanza a alrededor del 10% del deslizamiento de las ruedas. Si la rueda está bloqueada (deslizamiento completo) las fuerzas de frenado se reducen considerablemente debido a que las partículas de caucho desprendidas de los neumáticos actúan como pequeños rodillos que lubrican el deslizamiento. Además, el control de dirección se pierde en un derrape con ruedas bloqueadas y los neumáticos de las aeronaves probablemente no sobrevivan un deslizamiento de cualquier duración que sea. El diseño del dispositivo antiderrape permite que el piloto aplique presión completa sobre el pedal de freno inmediatamente después de la toma de contacto. La característica de protección con rotación de ruedas no permite aplicar presión alguna sobre los frenos hasta que las ruedas no hayan acelerado hasta una velocidad determinada durante la toma de contacto. Entonces, los dispositivos de detección en cada rueda “sentirán” una condición de deslizamiento y liberarán la presión de frenos para esa rueda hasta que vuelva a girar nuevamente.

13.11.23 Los sistemas antideslizamiento normalmente tienen un límite de velocidad inferior por debajo del cual no se proporciona protección frente al derrape. Esto se debe a que los neumáticos pueden haber entrado inadvertidamente en una secuencia de frenado/entrada en derrape/liberación de presión y reaplicación tan rápidamente que no es posible un frenado efectivo. A bajas velocidades, el neumático soportará normalmente la acción de frenado sin sobrecalentarse y estará mejor sin antiderrape.

13.11.24 En algunas aeronaves, el sistema está montado para liberar presión en pares de ruedas correspondientes en ambos trenes de aterrizaje para ayudar al control de dirección. Entonces, el sistema puede utilizarse como dispositivo para lograr en forma continua una eficacia máxima de frenado y parada.

13.11.25 Dependiendo del sistema y de la aeronave, el ciclo de antiderrape se ha descrito de varias formas como “sacudidas o tumbos” o como una vibración inesperada del tren de aterrizaje y a veces se tiene la sensación de que la capacidad de frenado se ha reducido. Esto se debe probablemente a que una presión mayor sobre los pedales de frenos cuando el dispositivo antiderrape está funcionando no produce el aumento previsto de la fuerza de frenado. Esto ha llevado a algunas tripulaciones de vuelo a sospechar que el dispositivo antiderrape no está funcionando adecuadamente y que debería desconectarse.

13.11.26 Los sistemas antideslizamiento pueden activarse y desactivarse desde el puesto de pilotaje y muchos de ellos incorporan una característica de autoensayo a prueba de fallas que normalmente regresa al sistema al frenado manual sin protección. Algunos incorporan una luz para indicar que el sistema está conectado mientras que en otros la única indicación es la posición del interruptor.

Protección por aceleración de la rotación de las ruedas

13.11.27 Las aeronaves equipadas con sistemas antideslizamiento normalmente están también equipadas con un sistema que permite que la rueda de la aeronave acelere completamente hasta la velocidad de ésta después de la toma de contacto antes de permitir que el sistema antideslizamiento aplique la fuerza máxima de frenado. Esto también impide que el piloto aplique presión de frenos inadvertidamente antes del aterrizaje, lo que podría provocar reventones de neumáticos.

Sistemas combinados en carretón

13.11.28 En un sistema de tren de aterrizaje de tipo carretón en tándem, las ruedas pueden dividir la protección por aceleración y la protección antideslizamiento. Es decir que es más probable que las ruedas delanteras experimenten hidroplaneo dado que están equipadas con un sensor del sistema antideslizamiento. Las ruedas traseras son las primeras en hacer contacto con la pista en el aterrizaje y están equipadas con un sensor de protección por aceleración de rotación. Esto permite que todo el carretón funcione con un sistema integrado aplicando el frenado en forma óptima.

Hidroplaneo

13.11.29 Todos los neumáticos, independientemente del diseño de su banda de rodadura, experimentarán hidroplaneo sobre agua (o cualquier otro fluido) cuando la presión dinámica del agua es suficientemente alta como para levantar el neumático con respecto a la pista. Los diseños de banda de rodadura que crean canales para desviar el agua con respecto a la banda pueden ser eficaces en el sentido de que requieren una mayor profundidad de agua para empezar la acción de hidroplaneo (hidroplaneo parcial), pero el hidroplaneo dinámico final ocurrirá a una determinada velocidad identificable. Son posibles tres tipos de hidroplaneo como se indica a continuación.

Hidroplaneo dinámico

13.11.30 El hidroplaneo dinámico es provocado por el aumento de presión hidrodinámica en el área de contacto entre el neumático y el pavimento. La presión crea una fuerza hacia arriba que levanta efectivamente el neumático con respecto a la superficie. Cuando ocurre una separación completa entre el neumático y el pavimento, la condición se denomina hidroplaneo dinámico total y la rotación de las ruedas se detiene. Cuando el neumático gira libremente a una velocidad fija sobre una pista seca, la reacción vertical del suelo se desplaza hacia adelante del eje y se desarrolla un momento de desaceleración que ofrece resistencia a la rotación de la rueda. Cuando estos dos momentos son iguales, la rueda gira a una velocidad constante.

a) La introducción de agua en la pista lleva a la situación de hidroplaneo dinámico. Un fluido profundo sobre la pista crea una resistencia adicional sobre el neumático cuando se desplaza con respecto a su trayectoria y se forma un patrón de rociado o pulverización elevado. A medida que la velocidad de avance de la aeronave aumenta, el patrón de rociado provocado por el neumático se hace más bajo y la cuña de agua penetra en la zona de contacto entre el neumático y el suelo produciendo una fuerza de elevación hidrodinámica sobre el neumático. Esto se denomina hidroplaneo parcial. A medida que aumenta la velocidad, el patrón de rociado se hace más plano y la cuña de fluido penetra aún más en el área de contacto con el suelo hasta que a alguna velocidad de avance elevada tiene lugar la separación completa entre el neumático y la pista produciéndose el denominado hidroplaneo total. El rozamiento contra el suelo se reduce progresivamente a medida que la cuña de agua penetra por debajo del neumático. Se acerca al valor cero cuando el hidroplaneo es total y el momento de desaceleración hace que el neumático detenga la rotación de la rueda. Obviamente, es imposible lograr un frenado cuando la rueda no hace contacto con la pista y ha dejado de girar.

b) El hidroplaneo dinámico total es más un problema en el aterrizaje que en el despegue; no obstante, los despegues con viento de costado son peligrosos en estas condiciones. La velocidad aproximada a la que ocurre un hidroplaneo dinámico total es:

$$V_h = 9\sqrt{P}$$

Donde: V_h = velocidad de hidroplaneo (nudos); y
P = presión de inflado de neumático (lb/in^2)

El hidroplaneo dinámico total no ocurre normalmente a menos que haya una lluvia intensa. Debe haber una profundidad mínima de agua presente sobre la pista para soportar el neumático. La profundidad exacta no puede predecirse dado que otros factores también influyen sobre el hidroplaneo dinámico, como las características de pista lisa y de banda de rodadura del neumático. Tanto las superficies de pista lisas como las bandas de rodadura lisas inducen el hidroplaneo con poca profundidad de agua. Cuando no se ha determinado con precisión la exacta profundidad de agua requerida para el hidroplaneo, una estimación conservadora para una pista “promedio” es que las profundidades superiores a 0,1 pulgadas pueden inducir un hidroplaneo completo.

Además, una característica del hidroplaneo es que incluso sin acción de frenado, el neumático dejará de girar en última instancia. Esto impide todo intento de reaplicar una acción de frenado hasta que la aeronave disminuye de velocidad. Debido a que un neumático que no gira hace aumentar la presión de las ondas frontales de agua y que la ausencia de rotación no aparta agua de la rueda, la condición de hidroplaneo total continuará dándose hasta que la velocidad haya descendido hasta dos puntos:

$$V_h = 7.7\sqrt{P}$$

Si la profundidad del agua es suficiente como para que las fuerzas de toma de contacto no penetren en la superficie de aterrizaje, no se logrará una aceleración del neumático y podría iniciarse un hidroplaneo inmediato. Por consiguiente, el frenado se demorará hasta que se haya alcanzado la velocidad en el neumático que no gira.

Hidroplaneo viscoso

13.11.31 El hidroplaneo viscoso es más común que el dinámico. El hidroplaneo viscoso puede ocurrir a velocidades inferiores y con menos profundidades de agua que en el hidroplaneo dinámico. El hidroplaneo viscoso surge cuando la superficie del pavimento está lubricada por una delgada película de agua. El neumático no puede penetrar esta película y el contacto con el pavimento se pierde parcialmente. El hidroplaneo viscoso ocurre frecuentemente sobre pavimentos lisos o cuando hay depósitos de caucho presentes, normalmente en el área de toma de contacto donde una delgada película de agua puede reducir considerablemente el coeficiente de rozamiento.

Hidroplaneo por desvulcanización o caucho revertido

13.11.32 El tercer tipo de hidroplaneo se conoce como hidroplaneo por desvulcanización. Este ocurre cuando el calor generado durante el derrape de una rueda bloqueada transforma el agua en vapor y devuelve el caucho a su estado natural, teniéndose el denominado caucho revertido. Unas huellas blanquecinas sobre la pista son indicación de que ha ocurrido este tipo de hidroplaneo por el efecto de “limpieza al vapor” que produce el agua vaporizada. El examen de los neumáticos de la aeronave muestra una formación de caucho pegajoso o derretido de forma elíptica.

13.12 SISTEMAS DE COMBUSTIBLE

Información general

13.12.1 El sistema de combustible es esencial para el funcionamiento de la aeronave. Cualquier interrupción del flujo de combustible puede tener resultados catastróficos debido a la pérdida de potencia y la correspondiente situación de emergencia. Han ocurrido accidentes en aeronaves multimotor cuando la tripulación de vuelo no ha podido enfrentar una falla de un solo motor relacionada con el combustible.

13.12.2 Los problemas con el sistema de combustible pueden ocurrir en las primeras etapas de algunas secuencias de accidente aunque en circunstancias diferentes el suceso habría sido un mero incidente. Este es el aspecto de las investigaciones de accidente que con frecuencia requiere una evaluación completa del sistema de combustible para revelar problemas que provocaron una serie de sucesos que condujeron al accidente.

Tipos de combustible

AVGAS

13.12.3 Actualmente, solo las aeronaves con motores alternativos o de émbolo utilizan AVGAS. Algunos problemas en aeronaves más grandes pueden deberse a la disponibilidad limitada del combustible con plomo 115/145 de alto octanaje requerido para las aeronaves de ese tipo, como la Douglas DC-6 (Skymaster) y la Lockheed Constellation (Connie) que se usaban ampliamente en los años 1950. Los motores de aeronaves más pequeñas se han reconfigurado siempre que fue posible para utilizar AVGAS de 80, 100, o 100 LL (bajo tenor en plomo) octanos de mayor disponibilidad. Pueden ocurrir problemas importantes cuando la aeronave no ha recibido servicio y mantenimiento adecuados. El combustible inadecuado puede llevar a un encendido prematuro, detonación e incluso falla completa del motor.

Combustible de fracciones de keroseno (baja volatilidad) Jet A, Jet A-1, JP-8 y JP-5

13.12.4 a) Los combustibles para turbinas Jet A-1 y JP-8 son esencialmente el mismo, salvo que el JP-8 tiene aditivos adicionales. Este combustible se emplea ampliamente en las aeronaves comerciales, especialmente fuera de los Estados Unidos. Se trata de un combustible de keroseno con un punto de congelación (-50º C) superior al del JP-4 (-58º C), pero inferior que el del JP-5 (-46º C).

b) JP-5. Este combustible de keroseno tiene un punto de inflamación (unos 145° F) superior al del JP-4. No satisface los requisitos de baja temperatura ni tiene los aditivos que se encuentran en el JP-4. El combustible es ligeramente más denso que el JP-4.

Combustibles de mezcla con keroseno (alta volatilidad) Jet B, JP-4

13.12.5 El combustible Jet B es una amplia mezcla de keroseno y gasolina y fue escogido porque en general satisface la necesidad de producir una elevada energía. El combustible comercial de turbina Jet B es similar al JP-4, pero normalmente no contiene aditivos. Los aditivos para controlar o aliviar posibles problemas, como la congelación del sistema de combustible, corrosión o electricidad estática, se incorporan en la especificación militar (MIL-T-5624L). Esta especificación debería consultarse para determinar los requisitos actuales.

Otros combustibles

13.12.6 Los investigadores deberían tener en cuenta que las aeronaves militares a veces utilizan combustibles especializados sobre la base de sus situaciones operacionales y entornos específicos. Por consiguiente, si se sospecha que un combustible ha sido un factor en el accidente o incidente y las especificaciones de combustible no se ajustan a las especificaciones civiles, entonces quizá se trataba de combustible militar.

Fuentes de combustible

13.12.7 Ejemplos de combustibles pueden obtenerse del vehículo o fuente de reabastecimiento de combustible del último servicio a efectos de determinar si el combustible era de calidad y tipo correctos.

Características eléctricas del combustible

13.12.8 Los combustibles tienen características eléctricas que pueden ser importantes para los investigadores de accidentes. En condiciones de fuerte flujo de combustible es posible crear una carga electroestática con suficiente energía como para constituir una fuente de ignición. También las propiedades dieléctricas del combustible afectan el funcionamiento del sistema de medición del combustible.

Constante dieléctrica

13.12.9 La constante dieléctrica del combustible disminuye en forma lineal con el aumento de la temperatura. Esto exige que los sistemas de medición del combustible se calibren para cada caso particular de combustible utilizado.

Conductividad eléctrica

13.12.10 Los combustibles de turbina básicos son esencialmente no conducto de electricidad. Muy pequeñas cantidades de impurezas aumentan la conductividad del combustible que, no obstante, permanece muy baja.

13.12.11 Esta propiedad puede provocar una situación muy peligrosa en la manipulación y transferencia del combustible. El combustible que fluye tiende a cargarse eléctricamente debido a un mecanismo de corte denominado “separación de cargas”. Esto puede resultar en el desarrollo de altos niveles de carga electroestática dentro del combustible que no pueden disiparse debido a la baja conductividad de éste. Estas cargas en el combustible pueden elevarse a niveles suficientemente altos como para provocar descargas estáticas a través de los vapores en los tanques. Si las condiciones son favorables, puede ocurrir la ignición.

13.12.12 Las causas y resultados del crecimiento de carga eléctrica estática son complejos y variados. Algunos de los factores son las áreas de contacto en los separadores de filtro, el tiempo de relajación necesario para la disipación de la carga, los dispositivos que sobresalen en los canales del flujo, los niveles de impureza en el combustible y el diseño del sistema de combustible. Una parte básica del problema es la conductividad fundamentalmente baja de los combustibles. El nivel de conductividad de un combustible debería evaluarse en un laboratorio cuando el accidente haya involucrado fuego en los tanques del combustible.

Sistemas de combustible de aeronaves y sus componentes

Almacenamiento y abastecimiento de combustible

13.12.13 Los tanques de combustible de las aeronaves modernas son de tres tipos principales: de aluminio soldado, de ala-tanque o integrales y de tipo vejiga. Los criterios de diseño de la aeronave requieren una segunda barrera para el combustible si una fuga de éste podría trasladarse al motor o a las áreas de la tripulación. Toda fuga debe drenarse hacia afuera.

a) Los tanques de aluminio soldados son autónomos y están emplazados en una estructura de apoyo de tipo cuna y correa de sujeción.

b) El tanque de combustible integral o de ala es una construcción metálica o de material compuesto con costuras selladas con un compuesto resistente al combustible.

c) Los tanques de tipo vejiga están construidos con materiales resistentes al desgarramiento, normalmente de nailon revestido de caucho y caucho de nitrilo. Por lo general se ubican dentro de un compartimiento resistente a la abrasión y tienen una forma que se adapta a la calidad de combustible específica. Las vejigas se fijan principalmente mediante grapas o ganchos, velcro y broches de presión. Se ha encontrado que algunos tanques de tipo vejiga tienen una arruga diagonal en la vejiga después de una instalación que impide que el agua fluya completamente al drenaje rápido.

13.12.14 El sistema típico de alimentación de combustible consiste en dos subsistemas independientes, en los que el ala izquierda y el tanque principal izquierdo alimentan el motor izquierdo y el ala derecha y el tanque principal derecho alimentan el motor derecho. Los sistemas izquierdo y derecho pueden interconectarse mediante válvulas de alimentación cruzadas que se abren para permitir el bombeo del combustible a ambos motores y la conexión con la APU de cada lado. Además, los dos tanques principales pueden interconectarse abriendo una válvula de puerta de tanque que permite igualar el nivel del combustible en ambos tanques por gravedad. Además, cualquier grupo auxiliar de energía (APU) extraerá combustible de uno o ambos tanques principales.

13.12.15 La presión de alimentación se proporciona mediante bombas de alimentación con corriente alterna emplazada en cada tanque principal y de ala. Una bomba de alimentación en corriente continua, emplazada en el tanque principal izquierdo y con corriente procedente del bus principal en corriente continua, se utiliza durante el arranque de los motores y de la APU si la bomba de presión de sobrealimentación en el tanque izquierdo no funciona.

Tapas de tanque de combustible

13.12.16 Las tapas de tanque de combustible se diseñan para poder llenar al máximo cada tanque e impedir que el agua u otros contaminantes ingresen en el mismo. Muchas aeronaves están equipadas con tapas de tanque de combustible de baja resistencia aerodinámica y a ras de la superficie. Cuando las juntas de sellado se deterioran o la brida metálica sufre corrosión en el área de sellado, el agua puede ingresar en los tanques. En la aviación general, las aeronaves que no se ven muy afectadas por la resistencia aerodinámica tienen tapas y tapones que sobresalen de la superficie del ala encaminando el agua por debajo de la abertura del tanque de combustible.

Reabastecimiento de combustible de las aeronaves

13.12.17 El reabastecimiento de combustible de las aeronaves se hace mediante tapas de combustible individuales o de un sistema de distribución múltiple diseñado para abastecer a todos los tanques desde un único punto.

13.12.18 Las tapas de tanque de combustible normalmente se diseñan para cerrarse firmemente en su lugar mediante una aleta plegable ubicada a lo largo de la estela de aire que impide que se abra por la corriente de viento. Una tapa que no ha quedado segura o que se ha soltado con el levantamiento de la aleta probablemente deje salir el combustible. Las tapas de tanque de combustible frecuentemente están situadas en áreas donde no son visibles para la tripulación que, por consiguiente, no se percatará del derrame. Las aeronaves que utilizan reabastecimiento de combustible por encima del ala en cada tanque de combustible a través de estas tapas pueden tener un orden de llenado específico para que no haya derrames de combustible como resultado de la apertura de un tanque inferior después de que el combustible ha ingresado al mismo. También puede necesitarse un ángulo de fuselaje crítico para reabastecer la aeronave de modo que todo el tanque esté disponible para llenado. Se ha sabido que el modelo Cessna 210 ha experimentado casos de abastecimiento de combustible críticamente insuficientes cuando el piloto y el personal de abastecimiento no se cercioraron de que la aeronave estaba en posición perfectamente horizontal antes de iniciar la maniobra.

13.12.19 Los sistemas de reabastecimiento de fuente única se utilizan ampliamente en las aeronaves de transporte comercial y militares. En estos sistemas el dispositivo de transferencia de combustible o un sistema separado de alimentación múltiple están diseñados para abastecer de combustible a todos los tanques disponibles. La manguera de reabastecimiento se conecta al sistema de la aeronave a través de una válvula de asiento o de cono que asegura que no se pierda el combustible del sistema cuando se desconecta la manguera. La presión del combustible suministrada resulta crítica para el éxito de este tipo de reabastecimiento como lo es la función del sistema de ventilación. Una fuga en el sistema de tipo de distribución múltiple puede resultar en una acumulación de combustible en una zona donde representa un peligro considerable.

Sistema de vaciado de combustible en vuelo

13.12.20 Las grandes aeronaves a menudo cuentan con un sistema de vaciado de combustible en vuelo para disminuir el peso bruto de la aeronave y facilitar un aterrizaje de emergencia. Estos sistemas se diseñan teniendo en cuenta dos criterios principales, a saber: la cantidad de combustible restante después del vaciado todavía permitirá una aproximación y aterrizaje normales (aunque al peso máximo de aterrizaje certificado o cerca de ese valor), y no resultarán características de manejo adversas en función del combustible perdido. Para lograr esto, los sistemas se restringen al vaciado de combustible de determinados tanques solamente y, si hay más de un tanque principal, se establece un orden específico de vaciado.

13.12.21 El sistema de vaciado de combustible funciona ya sea mediante un conjunto de bombas separado o presión de aire adicional aplicada a los tanques. El combustible se encamina entonces a un mástil en las alas o cola y de ahí se lanza afuera en dirección de la estela de aire.

Respiraderos

13.12.22 El sistema de respiraderos de los tanques de combustible tiene dos funciones: igualar la presión entre el interior y el exterior de cada tanque de combustible en todas las actitudes de vuelo, a todas las elevaciones y en todas las condiciones meteorológicas así como impedir que el combustible escape del tanque cuando la aeronave se está reabasteciendo o está estacionada en un terreno desparejo.

13.12.23 Cualquier bloqueo de los caños o válvulas de respiraderos puede causar un levantamiento inaceptable de la diferencia de presiones a través de la pared del tanque. Dado que la pared del tanque es normalmente una estructura principal, la falla resultante podría ser catastrófica aunque daños menores, si no son detectados, pueden posteriormente ser un factor contribuyente.

13.12.24 Un caso común de mal funcionamiento del sistema de respiraderos es la acumulación de hielo procedente de precipitaciones anteriores al vuelo o de la formación de hielo durante el vuelo. Un emplazamiento común para el respiradero es detrás del extremo superior del montante de soporte en aeronaves de ala alta de la aviación general. Estos respiraderos consisten en sencillos tubos de aluminio que caen de la superficie inferior del ala y giran 90° para apuntar hacia adelante. El emplazamiento de este tipo de respiradero es crítico. Si no están correctamente ubicados, aumenta la posibilidad de engelamiento del respiradero y el tanque puede verse sobrepresurizado por el aire dinámico. Por ejemplo, el tubo de respiradero de un Cessna 185 presenta una tolerancia muy pequeña al emplazamiento: ±0,03 pulgadas.

13.12.25 La otra función del respiradero se resuelve mediante el uso de una válvula antirretorno. A medida que el combustible se calienta mientras la aeronave está estacionada, se dilata. El tanque puede fallar si no se permite el alivio de presión por aireación. No obstante, no debe permitirse que el combustible fluya libremente del respiradero. En algunos casos, las válvulas antirretorno tienen un pequeño orificio para permitir la igualación de presiones de aire y que una pequeña cantidad de combustible se escurra o filtre.

13.12.26 Algunas fallas o bloqueos pueden hacer que se pierda combustible al exterior creando nuevos problemas como peligro de incendio, desequilibrio del combustible o pérdida de autonomía.

Tuberías

13.12.27 Las tuberías de combustible son ligeras y extremadamente fiables. Se utilizan para ellas varios materiales, pero el más común es la aleación de aluminio.

13.12.28 La instalación y el mantenimiento adecuados de las líneas de combustible y sus conexiones son de particular importancia debido al carácter inflamable del combustible. Una pequeña fuga en un área confinada de una aeronave puede producir una atmósfera explosiva que puede encenderse fácilmente.

13.12.29 Las líneas de combustible se encaminan y se apoyan de manera que no se vean dañadas por la vibración, abrasión o rozamiento.

13.12.30 Los conductos de combustible se mantienen separados del cableado eléctrico. En los casos en que la separación no es posible, como en las aperturas de mamparos, las líneas de combustible y el cableado eléctrico pueden encaminarse juntos. En ese caso, las líneas de combustible se emplazan por debajo del cableado eléctrico y se fijan firmemente a la estructura de la aeronave. El cableado eléctrico no debería estar apoyado en los conductos de combustible, sino que debe fijarse a la estructura de la célula en forma separada.

Mangueras

13.12.31 Las mangueras se utilizan para conectar las piezas de plomería donde se espera que haya movimiento, para aislar componentes respecto de las vibraciones de la aeronave o por cambios estructurales durante el vuelo. Una manguera típica es de caucho sintético, reforzado con un entretejido de fibras incrustado en un material adherente. Las mangueras utilizadas en zonas de alta temperatura tienen un recubrimiento exterior adicional de trenza de alambre y normalmente trabajan con temperaturas de -40º a +300º F. Algunas mangueras son objeto de cambios regulares dependientes del tiempo mientras que otras solo se cambian cuando fallan o están dañadas.

Filtros

13.12.32 El sistema de combustible normalmente contiene dispositivos para la filtración en tres o más puntos antes del paso al motor. El combustible se filtra aún más dentro del sistema de combustible del motor para evitar la contaminación de los componentes del sistema de combustible del motor de baja tolerancia.

13.12.33 La bomba de sobrealimentación del tanque de combustible tiene un filtro de malla gruesa que frena los contaminantes de gran tamaño. Algunos contaminantes pueden permanecer en un tanque de combustible después de la fabricación o mantenimiento, mientras que otros pueden introducirse durante el reabastecimiento sobre el ala.

13.12.34 Los filtros principales del sistema de combustible se encuentran normalmente cerca de los accesorios de motor en el punto más bajo del sistema de combustible. Estos filtros tienen un indicador de alerta de derivación que el personal de mantenimiento verifica a intervalos frecuentes. Esta característica de desviación permite realizar operaciones continuas de corta duración, pero plantea una mayor carga de limpieza en los filtros siguientes.

13.12.35 Existen filtros dentro del sistema de combustible del motor y del control de combustible. Se trata de filtros muy pequeños que se utilizan para atrapar los contaminantes más pequeños. Si se bloquean con contaminación, estos filtros pueden cortar el flujo de combustible al motor o hacer que el control de combustible del motor programe en forma incorrecta dicho flujo.

Conectores y abrazaderas

13.12.36 En los sistemas de combustible se utilizan dos tipos de conectores y abrazaderas. En todo el sistema hay emplazados dispositivos de sujeción permanentes para conectar las tuberías y las mangueras flexibles. En el área de los motores y para los tanques del combustible auxiliares se utilizan dispositivos de desconexión rápida.

13.12.37 Los dispositivos de desconexión rápida son muy fiables y cuando se instalan correctamente no plantean ningún problema. Las verificaciones de mantenimiento de la instalación del motor sirven para asegurar que están adecuadamente instalados. Es muy raro encontrar problemas en este sector. La mayoría de los conectores están fijados en su posición mediante cables de seguridad.

Sumideros y drenajes

13.12.38 Los tanques de combustible están equipados con sumideros y drenajes para atrapar el agua acumulada antes de que ingrese al sistema de combustible de la aeronave. Los accidentes del sistema de combustible por contaminación con agua ocurren en ocasiones en pequeñas aeronaves de motores de émbolo, pero son relativamente desconocidos en las grandes aeronaves con motores de turbina. Esto se debe a que los motores de turbina son más tolerantes al agua y a los aditivos de combustible de turbina y también al uso generalizado de reabastecimiento desde un punto único. La contaminación por agua no se debería descuidar, pero no es normalmente un factor principal en los aviones con motores de turbina.

Bombas y válvulas

13.12.39 Se utilizan bombas y válvulas para controlar el flujo de combustible a los motores y transferir combustible entre tanques.

13.12.40 La gran mayoría de los sistemas utilizan bombas de sobrealimentación que funcionan con corriente eléctrica alterna y están emplazadas en todo el sistema ya sea para transferir combustible entre los tanques o para proporcionar presión positiva a la bomba de combustible que funciona con el motor. Normalmente, hay bombas de sobrealimentación independientes para cada motor.

13.12.41 El combustible puede transferirse desde los tanques de ala y tanques auxiliares utilizando la presión de aire de sangrado del motor. Una válvula de descarga de presión está emplazada en cada tanque y normalmente en la posición abierta o de purga. Para la transferencia de combustible, la válvula se cierra para presurizar el tanque hasta una presión nominal de 10 lbs/in^2 con un máximo de 16 lbs/in^2 en la mayoría de los casos. La presión se mantiene mediante un regulador de presión. Se instalan válvulas de retención o antirretorno en las líneas de aire para impedir el flujo inverso del combustible. Las válvulas de cierre en el tanque principal detienen el flujo de combustible cuando dicho tanque está lleno hasta el nivel prescrito o para detener el flujo de combustible de entrada o de salida del tanque a petición.

13.12.42 El combustible puede transferirse utilizando bombas de eyección. En dichos sistemas, se utiliza una bomba de sobrealimentación con dos elementos. Además de suministrar combustible al motor, se proporciona una cantidad apropiada de combustible a las bombas de tipo Venturi que transfieren automáticamente el combustible dentro del sistema.

13.12.43 El combustible también puede transferirse utilizando una única bomba para más de un tanque. Estas bombas proporcionales dependen para su funcionamiento de que el vuelo esté estabilizado. Pueden preverse condiciones de desequilibrio cuando el vuelo involucra muchas maniobras. Esto puede llevar a desequilibrios de combustible y posiblemente a problemas de combustible atrapado o residual.

13.12.44 La transferencia de combustible por medios hidráulicos o por bombas de sobrealimentación puede aplicarse para proporcionar combustible en condiciones de alta demanda, como para operaciones con poscombustión. Además, en algunas aeronaves, se utilizan bombas de transferencia de combustible por medios hidráulicos para proporcionar altas tasas de transferencia que son necesarias para mantener el centro de gravedad correcto. Pueden resultar graves problemas de control cuando el sistema de transferencia falla y se da una situación desfavorable en cuanto al centro de gravedad.

13.12.45 Se utilizan en todo el sistema válvulas accionadas por motor con corriente eléctrica continua. Estas válvulas se llevan a la posición abierta o cerrada. Se proporcionan circuitos eléctricos para eliminar la posibilidad de movimientos no solicitados o involuntarios. Las válvulas están equipadas con indicadores para determinar su posición; no obstante, si el eje falla el indicador puede presentar errores.

Selectores, conmutadores eléctricos e indicadores

13.12.46 A menos que la aeronave tenga un único tanque de combustible que alimenta directamente a cada motor, habrá un método para que la tripulación seleccione los tanques en uso. Los selectores pueden activar por medios eléctricos una válvula en otras partes del sistema o una válvula física que se mueve por acción de la tripulación.

13.12.47 Las válvulas y otros dispositivos de control son accionados por corriente continua procedente en general de uno de los buses eléctricos principales de corriente continua. Los conmutadores están normalmente emplazados en forma conveniente en un sector del puesto de pilotaje lo que contribuye a una gestión correcta del combustible.

13.12.48 Las principales válvulas cortafuego de cierre de combustible del motor pueden estar emplazadas en forma separada y recibir energía eléctrica en corriente continua de uno de los buses de emergencia o de batería. En algunas aeronaves, las principales válvulas cortafuego se activan (cierran) cuando los mandos de gases se colocan en la posición de corte así como cuando se activa la palanca "T" de cierre de emergencia.

13.12.49 El sistema indicador de cantidad de combustible proporciona información sobre la cantidad de combustible disponible en el tanque o tanques principales así como el combustible total para los tanques seleccionados. Dispositivos de tipo condensador en los tanques proporcionan información sobre la cantidad de combustible disponible. Los sistemas indicadores funcionan normalmente con corriente alterna.

13.12.50 También hay conmutadores de presión dentro del sistema de plomería. Estos conmutadores pueden activar luces de alerta para indicar a la tripulación que hay una pérdida de presión de combustible. Además, se utilizan varias válvulas mecánicas de cierre de combustible para detener el flujo de combustible entre los tanques durante las operaciones de transferencia.

13.12.51 Deberían consultarse las órdenes técnicas de mantenimiento de la aeronave para obtener información detallada sobre la aeronave específica.

Sistema de combustible del motor

13.12.52 La función principal del sistema de combustible del motor es suministrar a éste la cantidad y distribución correctas del combustible para satisfacer las demandas operacionales. Entre las funciones secundarias pueden estar el mantenimiento de las presiones servo para accesorios del motor seleccionados, el suministro de una derivación para el exceso del combustible, programación y puesta en posición de los estátores variables, y cierre positivo del combustible del motor. Los componentes principales del sistema de combustible del motor son los filtros principales del combustible, la bomba de combustible principal, el control de combustible, la válvula de presurización y drenaje, la bomba de combustible del posquemador, las toberas de combustible del motor y las toberas de combustible del posquemador.

Filtro de combustible

13.12.53 El filtro de combustible puede ser parte de la bomba de combustible principal o puede ser un elemento separado. El tamaño de la malla para combustible varía con la aeronave, pero puede llegar a un valor mínimo de 40 micrones. El filtro cuenta con un elemento de derivación para permitir el flujo de combustible si el filtro está bloqueado.

Bomba de combustible principal

13.12.54 La bomba de combustible principal está normalmente montada en una caja de transmisión para accesorios. La bomba puede contener un elemento de aumento de presión, una pantalla de combustible, un elemento de alta presión y una válvula de alivio de presión. El dispositivo de sobrepresión puede tener uno o dos elementos, que pueden ser o un tipo de engranaje de desplazamiento positivo o bien un tipo de impulsor centrífugo. Normalmente, el elemento de sobrepresión es de carácter centrífugo y el elemento de presión es del tipo de engranaje.

13.12.55 La falla del elemento de presión de la bomba de combustible principal provoca una detención inmediata del motor. La falla del elemento de sobrepresión puede provocar cavitación y falla del elemento de presión. Normalmente, la falla del elemento de sobrepresión provoca aceleraciones repentinas del motor o su detención por encima de una altitud predeterminada dependiendo del motor.

Unidad principal de control de combustible (regulador de combustible)

13.12.56 El regulador principal de combustible normal tiene secciones de medición y de cálculo. La sección de medición selecciona el régimen de flujo de combustible a las toberas de combustible. La selección se basa en la información recibida de la sección de cálculo. Los parámetros de funcionamiento del motor se integran en la sección de cálculo para proporcionar un adecuado flujo de combustible y un control de geometría variable así como protección limitada para la gran variedad de condiciones que puede experimentar el motor a través de su envolvente de funcionamiento.

13.12.57 Los motores de turbina anteriores empleaban reguladores de combustible hidromecánicos, mientras que los nuevos motores emplean reguladores de combustible electrónicos. En todos los casos, un regulador de combustible debe tener por lo menos una válvula de combustible principal y su mecanismo de actuación. La complejidad de la investigación aumenta con la complejidad de los controles de combustible.

13.12.58 Todo funcionamiento anormal del regulador de combustible da como resultado un funcionamiento errático del motor o, en casos extremos, una falla completa del mismo.

Válvula de presurización y drenaje

13.12.59 La válvula de presurización y drenaje realiza tres funciones durante la operación del motor: 1) mantiene una presión de combustible mínima para el funcionamiento del principal servocontrol de combustible, 2) proporciona adecuada presión de combustible a las toberas de inyección en toda la gama de funcionamiento del motor y 3) drena los colectores de inyección de combustible durante el apagado del motor. La válvula tiene un dispositivo de tipo pistón que se opone a la descarga de combustible con la fuerza combinada de un muelle calibrado y presión de referencia del circuito principal de combustible.

Toberas de inyección principales

13.12.60 Las toberas de inyección de combustible principales están montadas en el marco trasero del compresor o en la cámara de combustión. Su número varía con el tipo de motor. Para proteger los orificios de flujo y los divisores de flujo de posible contaminación puede colocarse un filtro de malla en la admisión de combustible en la parte de tapa de cada tobera. Se utiliza aire para enfriar el extremo a efectos de reducir los depósitos de carbón y el agrietamiento del mismo así como para ubicar la posición de la llama del quemador.

Investigaciones del sistema de combustible

Cantidad y disponibilidad de combustible

13.12.61 Una consideración importante en muchos accidentes relacionados con el combustible se refiere a determinar la cantidad y emplazamiento del combustible dentro de la aeronave.

13.12.62 El patrón de fuego en un accidente de aeronave con destrucción parcial puede proporcionar el primer indicio. Un incendio ubicado en el sector del ala derecha pero sin fuego en el ala izquierda y muy poco en el fuselaje indica combustible remanente en el ala derecha, etc.

13.12.63 Los selectores de tanque de combustible, especialmente las válvulas manuales, deberían examinarse con cuidado para asegurar que la válvula está abierta hacia un tanque que tenía combustible disponible. Han ocurrido varios accidentes cuando el miembro de la tripulación seleccionó una posición de válvula incorrecta o intermedia cortando así el combustible de uno o todos los motores. La visibilidad de la válvula, la identificación por el tacto de la misma y los difíciles movimientos de activación han sido factores contribuyentes.

13.12.64 Un análisis de los medidores de combustible del tanque de alimentación puede proporcionar información importante. Debería consultarse la sección correspondiente al análisis de instrumentos para obtener información general. Esta información debe correlacionarse con otros tipos de información.

13.12.65 El análisis de las lamparillas eléctricas de bajo nivel y baja presión puede proporcionar información de apoyo. La fiabilidad de la indicación luminosa de bajo nivel aumenta cuando la luz cuenta con un transmisor mecánico de nivel de combustible separado. En algunas aeronaves, el encendido de la luz de bajo nivel se basa en el transmisor de cantidad de combustible. En este caso, un transmisor de cantidad de combustible defectuoso puede anular esta notificación de estado de combustible de emergencia.

13.12.66 Los registros de reabastecimiento pueden ayudar a determinar la cantidad de combustible disponible. Han ocurrido varios incidentes causados por confusión en las cantidades de combustible debida a las unidades de medida, es decir galones, litros, libras. Una estimación detallada de la última cantidad de combustible conocida menos el consumo de combustible estimado puede resultar en un valor relativamente aceptable del combustible disponible en el momento del accidente.

13.12.67 Las lecturas totales de los medidores pueden ser engañosas, tanto para la tripulación como para los investigadores. Esto se debe a que el combustible remanente es con frecuencia un factor de los accidentes que entrañan falla completa de motor debido a la falta de combustible en los motores.

Tipos de combustible

13.12.68 El abastecimiento de los motores de avión de émbolo con combustible para reactores ha provocado muchos accidentes. El abastecimiento inadecuado debería ser un factor principal que ha de sospecharse en un accidente de aeronave de ese tipo con completa pérdida de potencia. Análogamente, los motores turbo de émbolo sobrealimentados pueden tener “turbo” como parte de su nombre pero utilizan AVGAS, lo que puede resultar en un abastecimiento de combustible de reactores de turbina inadecuado. Aunque hay muchas consecuencias adversas relacionadas con el abastecimiento de reactores con AVGAS, normalmente no resultan catastróficas. La mayoría de los motores de turbina toleran muchos combustibles durante un breve período de tiempo. El tipo erróneo de combustible puede afectar considerablemente la performance de la aeronave, especialmente su autonomía.

13.12.69 Deberían tomarse muestras del combustible cuando se sospeche que el sistema de combustible puede ser un factor del accidente. Si se requiere un análisis completo, se necesita por lo menos un litro de combustible de cada tanque. Los resultados pueden proveer información sobre el tipo de combustible y la presencia de cualquier contaminante que pudiera haber contribuido al accidente. Deberían recogerse muestras en contenedores limpios extrayéndolas del sumidero de un tanque de combustible o de una línea de alimentación al motor. El equipo de campo del investigador debería comprender contenedores para toma de muestras. Las muestras deberían llevarse a un laboratorio idóneo para su análisis.

Sistemas de transferencia

13.12.70 En muchas aeronaves el combustible se transfiere a un tanque de alimentación y luego a los motores. Se considera que el tanque de alimentación es el último tanque antes de la alimentación directa a los motores. En las aeronaves de transporte, los tanques de combustible se relacionan con cada motor y cuentan con sistemas de

transferencia o de distribución múltiple para alimentación cruzada entre motores o tanques. La ubicación de las válvulas de control debe documentarse cuidadosamente, dado que proporcionan información valiosa sobre la situación anterior al accidente.

13.12.71 Las bombas de sobrealimentación principales en los tanques de combustible pueden proporcionar valiosa información sobre su estado en el momento del accidente. Las bombas en funcionamiento normalmente muestran signos de daños por rotación. Estos daños son una indicación primaria de potencia eléctrica. A bajas altitudes y reglajes de potencia bajos el funcionamiento de estas bombas de refuerzo por lo general no es esencial para el vuelo, de manera que la falla de una bomba de refuerzo normalmente no debería conducir a un accidente.

13.12.72 Algunas aeronaves tienen sistema de transferencia de combustible que trata en forma automática de llenar los tanques de combustible toda vez que exista una situación de bajo nivel en los mismos debida a la selección de tanque por la tripulación de vuelo o a la inacción de ésta. Estos sistemas se diseñan para anular las acciones de la tripulación de vuelo a efectos de impedir el agotamiento del combustible en el tanque de alimentación. La recuperación de las válvulas de transferencia en la posición abierta cuando deberían estar cerradas indica que el sistema automático de transferencia puede haber sido activado. Esto a su vez puede indicar la presencia de combustible remanente o combustible en tanques que no son de alimentación.

13.12.73 Las válvulas principales de cierre de combustible proporcionan un punto importante de falla cuando ocurre una falla abrupta del motor. El diseño debería prevenir el funcionamiento no previsto de estas válvulas debido a tensión eléctrica parásita.

a) La especificación requiere que haya alimentación de la válvula basada en el último movimiento ordenado. El movimiento de la válvula también interrumpe diversas partes del circuito para impedir casos de funcionamiento espontáneo o involuntario.

b) A pesar de su diseño, ha habido ocasionalmente accidentes relacionados con la válvula principal de cierre de combustible. Debería emprenderse un cuidadoso análisis de la válvula y sus circuitos eléctricos cuando se sospeche la existencia de problemas con esa válvula.

c) Las líneas de combustible deberían verificarse para determinar su integridad, fugas, fracturas, fuego y explosiones. Las líneas de combustible del compartimiento de motor deberían mostrar pruebas de daño (desgarramiento o estiramiento) cuando los motores se han desplazado de su posición normal o se han desprendido de la aeronave. La ausencia de daños puede indicar que ocurrió una pérdida de integridad de la línea de combustible antes del accidente.

d) Los filtros de combustible deberían examinarse para determinar si hay contaminación y la condición de derivación. El indicador de derivación no es normalmente un factor fiable de la condición de derivación o desvío previa al impacto cuando en un accidente se trata de fuerzas considerables. El funcionamiento prolongado de una derivación puede resultar en la contaminación del regulador de combustible y en una pérdida de potencia completa o parcial. Los filtros completamente contaminados y que no son de derivación pueden provocar un funcionamiento no previsto del motor.

e) Los reglajes de los conmutadores en el puesto de pilotaje pueden proporcionar una indicación de su posición antes del accidente. Debería ejercerse cautela en el uso de esta información; los conmutadores, aun los protegidos o fijados con cables de seguridad, pueden moverse durante la secuencia del accidente. Además, las primeras personas presentes en el lugar del accidente pueden mover algunos de los conmutadores. Esto es particularmente cierto cuando el personal de respuesta al accidente ha ingresado al puesto de pilotaje para rescatar a un miembro de la tripulación de vuelo o para apagar el equipo en funcionamiento.

Fallas en tanques y líneas de combustible

13.12.74 La falla del tanque del combustible es una causa de accidente relativamente rara, pero debería sospecharse cuando ha ocurrido un incendio masivo. Por ejemplo, hace algunos años, en una aeronave el recubrimiento metálico de las celdas de combustible presentaba deformaciones o arrugas debido a los cambios de presión. Posteriormente, dicho revestimiento metálico falló y el metal aserrado perforó el depósito flexible de tipo vejiga. Se produjo entonces un incendio masivo en el área del tanque. Las pruebas se quemaron, pero una evaluación de varias otras aeronaves reveló el problema.

13.12.75 Los tanques tipo vejiga fallan debido a que los materiales se tornan quebradizos cuando se secan. Se debe examinar la esquina interior delantera del compartimiento del tanque en busca de un residuo pegajoso provocado por la fuga de combustible que desprendió el adhesivo de la cinta aplicada a la vejiga para evitar rozamiento.

13.12.76 Las fallas del sistema de ventilación pueden provocar a su vez fallas catastróficas de un tanque de combustible y resultar en un peligro considerable, dependiendo del emplazamiento del tanque y de la capacidad de la aeronave para aterrizar sin el combustible perdido.

13.12.77 El desgaste por rozamiento es un problema importante de las líneas de combustible de las aeronaves. Debe haber una correspondencia entre la expansión de la aeronave en los diversos regímenes de vuelo y el encaminamiento de las líneas de combustible. Esto también se aplica a los conectores. Los fabricantes han introducido nuevas técnicas y conectores para enfrentar el problema, pero este fenómeno debería ser un aspecto sospechoso cuando se ha producido una explosión o incendio de origen desconocido.

13.13 SISTEMA ANTICOLISIÓN DE A BORDO

13.13.1 En muchas aeronaves comerciales se requiere el equipamiento con sistema anticolisión de a bordo (ACAS), también denominado sistema de alerta de tránsito y anticolisión (TCAS). El sistema está diseñado para poner en conocimiento de las tripulaciones de vuelo la presencia de tránsito en las cercanías y resolver conflictos. El ACAS utiliza los sistemas actuales de control de tránsito aéreo y las capacidades de los transpondedores en Modo S para coordinar maniobras de evasión entre aeronaves en conflicto. Los componentes del ACAS comprenden normalmente un transpondedor, varias antenas y una computadora. Se requiere asistencia del fabricante para ensayar los componentes o recuperar la memoria no volátil.

13.13.2 Se está desarrollando una tecnología ACAS que transferiría a la computadora de vuelo el control de una aeronave que detecte una colisión inminente, maniobre la aeronave para evitar la posible colisión y luego devuelva el control al piloto automático o a la tripulación de vuelo. Se sabe de por lo menos un caso en que este sistema aplicó una maniobra de evasión a una aeronave solo para colocarla en una posible línea de colisión con otra.

13.13.3 Una dificultad tratada en investigaciones recientes es el conflicto entre los avisos de controladores de tránsito aéreo y los avisos del ACAS. Una colisión en vuelo se debió a que la tripulación optó por seguir las instrucciones del controlador en lugar del alerta del ACAS, sin saber que el controlador no podía recibir la misma alerta.

13.13.4 Otro sistema aeroterrestre de control de tránsito y alerta que ha mostrado avances recientemente es la vigilancia dependiente automática-radiodifusión (ADS-B). Este sistema utiliza una combinación de transmisores en la aeronave y estaciones de retransmisión terrestres para transmitir advertencias de aire a aire y también la posición de la aeronave a efectos de que los controladores en tierra proporcionen secuenciación y separación en forma similar al control radar.

13.14 SISTEMA MEJORADO DE ADVERTENCIA DE LA PROXIMIDAD DEL TERRENO (EGPWS)

13.14.1 Un sistema de advertencia de la proximidad del terreno (GPWS), conocido también como sistema de advertencia y alarma de impacto (TAWS) se requiere en las aeronaves que transporten 30 o más pasajeros. El sistema alerta a los pilotos sobre la posible proximidad peligrosa del terreno mediante avisos sonoros y visuales. Además, algunos sistemas también podrían integrarse con el sistema de advertencia de cizalladura del viento para alertar a la tripulación sobre la presencia de cizalladura del viento peligrosa al despegue o al aterrizaje. El sistema original fue diseñado como sistema de advertencia de la proximidad del terreno (GPWS) y ha evolucionado en un sistema mejorado de advertencia de la proximidad del terreno (EGPWS). Estos sistemas se basan en entradas de muchos otros sistemas de aeronave como GPS, radioaltímetro, computadora de datos aeronáuticos y computadora de aviso de pérdida. Si surgen preguntas sobre la performance de un sistema de advertencia a la proximidad del terreno, puede ser necesario investigar la actuación de estos sistemas en interfaz. Puede ser necesario contar con datos topográficos precisos para evaluar plenamente la performance del sistema. Además, las computadoras de predicción normalmente contienen memoria no volátil que puede extraerse para ayudar en la investigación de un impacto contra el suelo.

13.14.2 Los investigadores deberían ser conscientes de que, puesto que los sistemas de advertencia de proximidad del terreno entrañan un análisis de predicción por computadora, algunas características topográficas pueden activar una alarma cuando sientan la presencia de terreno en rápida subida por debajo de las trayectorias de aproximación. En este caso, se debe investigar si la advertencia de proximidad del terreno es “normal” en la aproximación que llevó al accidente, impidiendo cualquier reacción de la tripulación respecto a una advertencia verdadera a la aeronave accidentada.

13.15 SISTEMAS DE MEMORIA NO VOLÁTIL

Generalidades

13.15.1 Las aeronaves modernas están equipadas con muchos sistemas eléctricos basados en computadora. Para que estos sistemas puedan utilizarse en el encendido inicial, deben conservar lecturas de reglajes anteriores o cálculos internos. Las limitaciones se establecen previamente y se comparan con valores durante el funcionamiento. Estos “registros” se conservan después del apagado (o pérdida de potencia) en microplaquetas de memoria especiales de circuito integrado conocidas como memoria no volátil. Los registradores de datos de vuelo utilizan los circuitos de memoria no volátil y probablemente conserven datos debidos al “endurecimiento” de la protección del sistema de registrador. (Véase en el Capítulo 7 un análisis de los registradores de datos de vuelo y consideraciones adicionales sobre datos de memoria no volátil). Aunque no estén protegidos contra impacto, muchos otros tableros de circuitos y las microplaquetas de memoria integrada pueden sobrevivir y conservar datos en su interior. Los investigadores deberían tener conocimiento de los sistemas de la aeronave que tienen memoria no volátil y buscarlos para extraerlos. Al igual que los registradores de datos de vuelo, pueden conservar detalles especiales sobre el sistema o el funcionamiento de la aeronave antes de la pérdida de potencia o del impacto.

Sistemas típicos de memoria no volátil

13.15.2 Sería imposible detallar cada sistema presente en una aeronave de transporte moderna que pueda contener memoria no volátil. Alcanza con decir que cuanto más dependiente de activación electrónica o por computadora es un sistema, más probable es que tendrá algún tipo de memoria no volátil. Análogamente, los datos que figuran en la misma no tienen un formato uniforme y los fabricantes del sistema probablemente tengan que participar en la recuperación de datos para que estos resulten útiles a los investigadores. Los fabricantes de aeronaves y motores pueden dejar que el cliente seleccione los sistemas, de modo que no todas las aeronaves de un determinado tipo tendrán los mismos sistemas y, por consiguiente, tampoco el mismo conjunto de memoria no volátil. En la Tabla III-13-4 se muestra el posible contenido de estos sistemas en una aeronave moderna “típica”.

Tabla III-13-4. Sistemas que contienen memoria no volátil en un Boeing 757 "típico"

Unidad digital de adquisición de datos de vuelo	Receptor del DME
Computadora EICAS	Unidad de control del generador
Unidad de referencia inercial	Unidad de control de potencia de la barra correctora (bus)
Computadora de datos aeronáuticos	Computadora del amortiguador de guiñada
Computadora de advertencia de la proximidad del terreno	Control/Unidad de ensayo de alimentación de aire
Generador electrónico de símbolos para instrumentos de vuelo	Controlador de temperatura de zona
Receptor ADF	Controlador selector de temperatura de zona
Radioaltímetro	Controlador regulador de temperatura de pack
Receptor VOR/MB	Controlador regulador de pack de reserva
Unidad TCAS	Unidad de control de presión en la cabina
Receptor ILS	Unidad electrónica de detección de proximidad
Transceptor de radar meteorológico	Unidad de control del sistema de frenos
Transpondedor ATC	Unidad de vigilancia de presión de neumáticos
Sistema de direccionamiento e informe para comunicaciones de aeronave (ACARS)	Sistema indicador de cantidad de combustible
	Control electrónico del motor
	Módulo de vibración del motor
	Cortesía: The Boeing Company

Protección de la memoria no volátil

13.15.3 Si bien los sistemas electrónicos con memoria no volátil no siempre están diseñados para sobrevivir las fuerzas de impacto contra el suelo, otros aspectos del diseño contribuyen a la probabilidad de que se conserve la memoria. El pequeño tamaño de los circuitos integrados modernos contribuye a su supervivencia. La instalación del circuito en un tablero de circuitos más grandes permite que algunos daños sean absorbidos sin que se afecte la memoria no volátil.

13.15.4 En algunos casos, los diseñadores han dado mayor capacidad de supervivencia a los circuitos integrados incorporando salvaguardias contra la pérdida de memoria durante el uso y los extremos de las operaciones normales. El ejemplo más común es la protección de las microplaquetas del circuito con respecto al calor del funcionamiento colocando disipadores de calor en estrecha proximidad. El disipador de calor, si bien no está diseñado para proteger la microplaqueta del circuito de los daños provocados por el impacto, de todas maneras lo hace. En algunos casos, estos disipadores de calor son simples láminas de metal por encima de las microplaquetas de circuito. Se les conoce normalmente como "de tipo cochera" (recinto con techo y sin paredes) y pueden absorber fuerzas de impacto y calor suficientes como para permitir la extracción del circuito de memoria no volátil, colocarlo en un tablero de ensayo o una unidad en servicio y extraer los datos contenidos en el mismo. (Véase la Figura III-13-10.)

Salvaguardia de la memoria no volátil

13.15.5 Los investigadores, conscientes de la presencia de datos almacenados electrónicamente en los circuitos de memoria no volátil, deberían estar dispuestos a identificar, manipular, recuperar y transportar los circuitos específicos en cualquier condición en que el sistema se descubra. En el mejor de los casos, el propio sistema puede haber sobrevivido las fuerzas de impacto y el entorno posterior al accidente. En este caso, todo el sistema debería recuperarse y desmontarse por expertos investigadores del fabricante. Esta es la mejor protección posible. En los casos en que el daño es considerable, el tablero de circuito puede separarse de la caja del sistema. En estos casos puede requerirse la colaboración de un especialista.

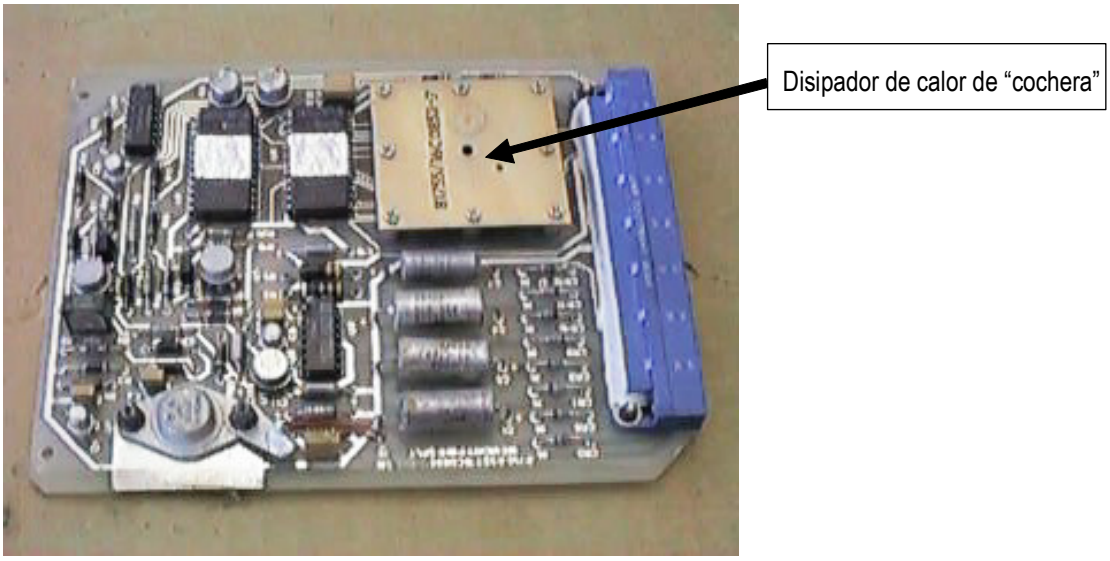


Figura III-13-10. Tablero de circuito con memoria no volátil protegida bajo un disipador de calor “de cochera”

a) No aplicar potencia eléctrica. Donde la memoria no volátil pueda estar presente, sus datos deberían extraerse antes de aplicar potencia eléctrica al sistema durante la investigación. Una vez aplicada la alimentación eléctrica, puede tener lugar la inicialización y los datos presentes en el momento de pérdida de potencia durante la secuencia del accidente pueden perderse.

   De especial interés para los investigadores, cualquier tablero de circuito que se sospeche contenga memoria no volátil encontrado separado de su caja de instalación normal debería manipularse con extremo cuidado. Puede desarrollarse electricidad estática a través de la ropa o por los vientos en el lugar del accidente. Si se toca el tablero de circuito ello puede liberar la carga eléctrica estática hacia el circuito. Los guantes de trabajo de cuero no protegen contra esta transferencia de electricidad estática. Si se descubre un tablero de circuito integrado, los investigadores deberían examinar la tarjeta buscando una esquina diseñada intencionalmente libre de circuitos, lo que permite al personal de montaje manipular el tablero. Esta esquina debería ser la única parte de la tarjeta de circuito que ha de tocarse. Cuando se tengan dudas, la tarjeta debería ser recuperada por un experto en sistemas.

b) Si está sumergida en agua, no debe permitirse su exposición al aire. Los tableros de circuito y los circuitos integrados son muy susceptibles a la corrosión. Si bien la exposición a agua dulce o agua marina puede tener efectos corrosivos, la exposición al aire después de la inmersión tendrá consecuencias aún mayores. Si es posible, debería consultarse a los fabricantes si conviene transferir componentes desde el agua marina al agua dulce o si dejar todos los componentes sumergidos en el agua marina. Algunos fabricantes prefieren dejar los componentes sumergidos en la misma agua en que se encontraron dado que la mera transferencia de un entorno a otro puede iniciar o acelerar el ciclo de corrosión. Si las consultas no son posibles, se sugiere que los investigadores dejen todos los componentes en la misma agua en que se encontraron y los transporten a una instalación de examen tan pronto como sea posible para la recuperación de los datos.

c) Guardar en bolsas de plástico a prueba de estática. Si se recuperan circuitos de memoria no volátil fuera de su caja, de sistema en tierra, deberían guardarse y transportarse en bolsas de plástico antiestática. Estas bolsas se consiguen normalmente en las tiendas de artículos de informática y deberían procurarse en cantidad y tamaño suficientes para ajustarse a los componentes que se prevé encontrar. Una vez dentro de la bolsa, los componentes están protegidos contra la exposición inadvertida a la electricidad estática.

d) No desmontar componentes con memoria no volátil. Debería manipularse lo menos posible la memoria no volátil y los componentes del sistema que la contengan a efectos de protegerlos de una alteración involuntaria de dicha memoria.

   i) Si el tablero de circuito impreso se encuentra dentro de la caja del sistema, deberían cortarse los cables en un punto más adelante del sistema de modo que pueda evitarse la manipulación de los conectores. Debería cortarse cada cable individualmente en vez de hacerlo simultáneamente con todos los cables, de ser posible.

   ii) Si los conectores o fichas cánon (XLR-3) están expuestos se debe evitar su manipulación, dado que se puede establecer un puente de conexión que permita la descarga o que la electricidad estática altere la memoria contenida.

Memoria no volátil dañada

13.15.6 Si se descubren circuitos de memoria no volátil dañados por el impacto o por el entorno posterior a éste, todavía debería ejercerse un cuidado razonable. En casos especiales en que los datos no pueden encontrarse en otro lado, puede ser posible extraer datos de las microplaquetas dañadas en laboratorios especializados. Aunque la tarea insume mucho tiempo y es onerosa, la recuperación de algunos datos puede ser posible utilizando técnicas de microelectrónica si los investigadores han adoptado los recaudos indicados anteriormente.

13.16 SISTEMA DE PARACAÍDAS DE EMERGENCIA ACTIVADO POR COHETES

13.16.1 Algunas aeronaves ligeras están equipadas con sistema de paracaídas de emergencia activado por cohetes. Estos sistemas de paracaídas están diseñados para llevar la aeronave y sus pasajeros hasta el suelo en condiciones de seguridad en caso de que ocurra una emergencia grave durante el vuelo. (Véase la Figura III-13-11.)



Figura III-13-11. Sistema de paracaídas de emergencia activado por cohetes

13.16.2 Las aeronaves de estructura en material compuesto como las Cirrus Design SR20 y SR22, Pipistrel Virus y Sinus y las Sting TL-2000 están equipadas con el sistema de fábrica. Otras, como la serie Cessna 150/152, 172 y 182 pueden equiparse posteriormente con estos sistemas de paracaídas de recuperación asistidos por cohetes.

13.16.3 Numerosas aeronaves de aviación de deportes y ultraligeras de Australia también están equipadas con sistemas de paracaídas de recuperación asistidos por cohetes. Estimaciones del Recreational Aircraft Australia (RAA) indican que actualmente existen por lo menos seis tipos diferentes de aeronaves ultraligeras en el registro de la RAA equipadas con dichos sistemas. El número exacto de aeronaves de aviación de deportes y ultraligeras con estas instalaciones no se ha determinado.

13.16.4 Un sistema de paracaídas de emergencia activado por cohetes, armado y no desplegado, presenta un riesgo de seguridad potencialmente grave para el personal presente en el lugar del accidente. También pueden identificarse y marcarse en forma irregular o incoherente los peligros planteados por el cohete y el equipo conexo sobre las superficies externas de la aeronave. Toda falla en identificar correctamente el peligro planteado por el cohete en un lugar de accidente podría acarrear graves lesiones o incluso muerte.

Sistema de paracaídas de fuselaje Cirrus (CAPS)

13.16.5 Las aeronaves Cirrus SR20 y SR22 están equipadas de fábrica con el sistema de paracaídas de fuselaje Cirrus (CAPS), que es un sistema balístico de paracaídas de recuperación. El sistema CAPS es fabricado por la firma Ballistic Recovery Systems Inc. (BRS) en los Estados Unidos. El sistema está previsto para llevar la aeronave y sus ocupantes a tierra en condiciones de seguridad cuando se despliega en una situación de emergencia.

13.16.6 El sistema consiste en un entorno de material compuesto que contiene el paracaídas y un cohete de combustible sólido para el despliegue de éste, un manubrio en T para activación del CAPS ubicado en el revestimiento del techo del puesto de pilotaje y un arnés de paracaídas.

13.16.7 El compartimiento de material compuesto que contiene el paracaídas y el conjunto de cohetes está ubicado en la aeronave inmediatamente detrás del mamparo del compartimiento de equipaje de la cabina. El paracaídas de la aeronave Cirrus está cubierto con una “bolsa de despliegue” dentro de la caja. La bolsa de despliegue acciona el despliegue y el inflado del paracaídas. Una cubierta de material compuesto delgado colocada en la estructura de la parte delantera superior del fuselaje protege al conjunto de paracaídas.

13.16.8 El paracaídas está fijado a la aeronave mediante tres correas de arnés. La correa posterior del arnés soporta la parte trasera de la aeronave y está fijada a la estructura del mamparo del compartimiento de equipaje trasero. Las dos correas de arnés delanteras están fijadas al mamparo cortafuegos del motor y soportan el frente de la aeronave después del despliegue del paracaídas. Ambas correas delanteras están ocultas en canales por debajo del revestimiento exterior del fuselaje, en un material compuesto fino, y pasan desde el compartimiento de equipaje posterior por debajo de las ventanillas de la cabina y del marco de la puerta.

13.16.9 La manija en forma de T de activación del CAPS está ubicada en un receso del revestimiento de la cabina por encima de los asientos delanteros. Dicha manija está oculta por una cubierta del compartimiento que debe quitarse para poder manipularla a efectos de activar el CAPS. (Véase la Figura III-13-12).

13.16.10 La manija del CAPS está asegurada mediante la inserción de un perno de seguridad en el mecanismo de activación. Normalmente, el perno de seguridad se quita durante la inspección de la cabina previa al vuelo. El perno tiene una etiqueta que indica “Quitar antes del vuelo”.

13.16.11 Para operar el sistema CAPS en una emergencia, el piloto quita la cubierta del compartimiento y tira hacia abajo de la manija de activación del sistema. Se requiere una fuerza de unas 35 lb para activar el sistema. Durante la secuencia de despliegue, el cohete impulsa el cilindro del paracaídas a través de la cubierta oculta del fuselaje.

A medida que se infla el paracaídas, los dos arneses delanteros son impulsados hacia afuera a través de su cubierta de material compuesto por debajo del revestimiento del fuselaje.

13.16.12 Una advertencia en el manual de mantenimiento del Cirrus indica[1]:

a) El cohete sale del fuselaje con una velocidad de 150 millas por hora en el primer décimo de segundo y alcanza su extensión total en menos de un segundo. Las personas que se encuentran cerca del avión pueden sufrir lesiones y ocurrirá también daño considerable al avión.

b) El encendido del cohete ocurrirá a temperaturas por encima de 500°F (260°C).

Aeronaves Cessna

13.16.13 La serie de aeronaves Cessna 150/152 puede equiparse con un dispositivo de recuperación de la aviación general, el sistema de paracaídas - GARD-150, fabricado por BRS. El sistema emplea un cohete para el despliegue de paracaídas y su instalación está aprobada por el certificado de tipo suplementario (STC) de la Administración Federal de Aviación (FAA) de EUA. El cohete despliega el paracaídas a través de una cubierta de tela en el área superior trasera del fuselaje.

13.16.14 Las aeronaves Cessna 172 y 182 también pueden estar equipadas con un paracaídas BRS según el STC. Las instalaciones de BRS en estas aeronaves ubican al cohete en el compartimiento de equipajes en la parte posterior de la cabina y el paracaídas es eyectado a través de la mitad derecha de la ventanilla trasera. Las correas delanteras de fijación del paracaídas se encaminan desde el punto de salida a través del área del eje superior del fuselaje por debajo de una unidad de carenado en fibra de vidrio.



Figura III-13-12. Cubierta de la manija de activación del CAPS montada en el techo

1. El sitio web de BRS Inc declara una velocidad de salida de 100 mph. De todos modos, la velocidad de salida es considerable y representa un grave peligro.

Aviones Sting TL-2000, Pipistrel Virus y Sinus y otros ultraligeros

13.16.15 El avión Sting TL-2000, utiliza el sistema de paracaídas impulsado por cohetes de Galaxy Recovery Systems (GRS) al igual que los ultraligeros Pipistrel Virus y Sinus. Este sistema está emplazado en la zona posterior de la cabina de la aeronave y proyecta el paracaídas a través de la ventana posterior de la cabina. Una vez desplegado el paracaídas, el cohete continúa avanzando más allá de la cúpula hasta que el combustible se agota y luego cae a tierra.

13.16.16 Otros aviones ultraligeros utilizan uno de varios tipos de paracaídas, dependiendo del tipo de aeronave. Algunos de estos sistemas se despliegan hacia arriba, mientras otros se despliegan hacia abajo o hacia atrás. En estas aeronaves se comprobó la instalación de sistemas de BRS, GRS y otros fabricantes. El sitio web de BRS revela una lista de más de cien instalaciones de montaje diferentes, en ultraligeros y en otros tipos de aeronave como las alas delta y autogiros.

Marcas de advertencia de peligro y seguridad en el lugar del accidente

13.16.17 Existen muchas etiquetas o señales de advertencia en las aeronaves para indicar la presencia de sistemas de paracaídas. En los aviones Cirrus hay una pequeña advertencia en texto negro ubicada adyacente al punto de salida no indicado del paracaídas (véase la Figura III-13-13). El texto de mayor tamaño de la advertencia tiene unos 6 mm de alto. La advertencia del Cirrus no es muy visible y podría fácilmente pasar desapercibida después de un accidente.

13.16.18 La etiqueta de advertencia del Cirrus dice lo siguiente (véase la Figura III-13-14):

¡ADVERTENCIA!
COHETE DE DESPLIEGUE DE PARACAÍDAS EN EL INTERIOR
NO SE ACERQUE CUANDO EL AVIÓN ESTÁ OCUPADO

No hay señales de advertencia impresas en el receptáculo o depósito del motor del cohete. Tampoco hay señales sobre el fuselaje de la aeronave para indicar la trayectoria de salida de las correas del arnés delantero o que marquen con claridad el contorno de la escotilla oculta por encima del paracaídas.



Figura III-13-13. Vista lateral de la parte trasera de la aeronave Cirrus mostrando la etiqueta de advertencia del CAPS en el fuselaje

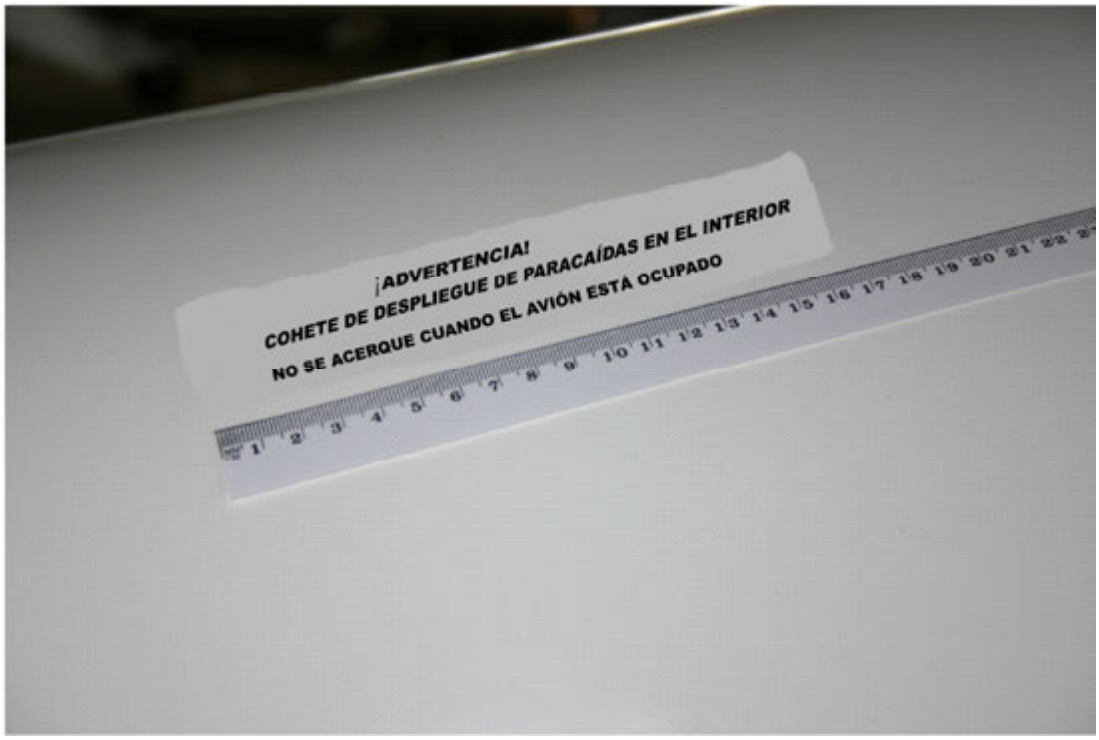


Figura III-13-14. Etiqueta de advertencia en la aeronave Cirrus

Capítulo 14

INVESTIGACIÓN DEL MANTENIMIENTO

14.1 FINALIDAD

14.1.1 Una investigación del mantenimiento examina el historial de mantenimiento del avión, las acciones de la organización de mantenimiento y su personal y el programa en el cual se realizó para determinar:

a) si la aeronave había sido mantenida con arreglo a los reglamentos de aeronavegabilidad y mantenimiento aplicables de la autoridad otorgadora de licencias, incluida la idoneidad de tales reglamentos;

b) la pertinencia de la información de mantenimiento con respecto al accidente que pueda sugerir determinadas líneas de investigación; y

c) toda medida de mantenimiento o factores materiales que fueron una causa contribuyente o una causa principal del accidente o incidente.

14.2 ALCANCE

14.2.1 Una investigación de mantenimiento abarca tres categorías: pertinencia del mantenimiento realizado, capacidad de gestión de mantenimiento y factores humanos.

14.2.2 La investigación consiste en un examen exhaustivo de amplios detalles, en particular en el caso de accidentes que involucren a un avión de la categoría de transporte. Las áreas principales que han de examinarse son:

a) El historial operacional de la célula, motores, hélices y componentes. Esto comprende cualquier suceso que haya resultado en los defectos o el funcionamiento irregular ocurridos.

b) Los registros de la aeronave, para establecer:

1) que todas las directivas de aeronavegabilidad aplicables han sido incorporadas al avión;

2) que todas las principales reparaciones y alteraciones incorporadas al avión se realizaron con arreglo a los reglamentos aplicables y las prácticas aceptadas en la industria, y que habían sido aprobadas por el Estado de matrícula;

3) que el programa de mantenimiento aprobado se ha aplicado correctamente;

4) que los procedimientos administrativos y técnicos del programa de mantenimiento aplicado cumplen los reglamentos del Estado de matrícula;

5) que toda discrepancia u omisión relacionada con el avión ha sido corregida adecuadamente.

14.3 INVESTIGACIÓN DE ERRORES DE MANTENIMIENTO

14.3.1 Al igual que los errores operacionales, los errores de mantenimiento rara vez ocurren aisladamente. Los investigadores que sospechen o descubran uno o más errores de mantenimiento deben examinar en profundidad todos los factores que puedan haber contribuido al error o errores finales. En los párrafos siguientes se presentan varios factores que hay que evaluar, sin que la lista sea exhaustiva.

Información

14.3.2 *Información* se refiere a los datos escritos o de computadora que un técnico de mantenimiento necesita para realizar una tarea o trabajo. Esto comprende tarjetas de tareas, procedimientos del manual de mantenimiento, boletines de servicio o instrucciones técnicas, sugerencias de mantenimiento, catálogos de piezas ilustrados y otros recursos proporcionados por el fabricante o internos. Para determinar que la información constituyó un factor contribuyente en el error de mantenimiento, la información en sí debe ser problemática (p. ej., difícil de entender, incompleta, contradictoria), o debería haberse utilizado pero no lo fue (p. ej., no estaba disponible, fue ignorada). Si se prevé que el técnico de mantenimiento tiene esta información memorizada, véase entonces la sección sobre conocimientos técnicos y habilidades.

14.3.3 Para cualquier fuente particular de información de mantenimiento que se considere merecedora de ulterior evaluación, búsquense las condiciones siguientes:

a) no comprensible:

   1) palabras o acrónimos no familiares;

   2) formato inusual o no normal;

   3) ilustraciones de baja calidad o insuficientes;

   4) escasez de detalles o etapas ausentes; y

   5) procedimientos mal redactados;

b) no disponible/inaccesible:

   1) el procedimiento no existe;

   2) no está en el lugar correcto o usual; y

   3) no está cerca del puesto de trabajo;

c) incorrecta:

   1) páginas o revisiones faltantes;

   2) no corresponde a la configuración del avión;

   3) transferida incorrectamente de fuentes documentales;

   4) medidas fuera de secuencia;

5) no es la revisión más reciente; y

6) el procedimiento no funciona;

d) demasiada información o información contradictoria:

1) procedimientos similares aplicados en diferentes recursos no coinciden (p. ej., Manual de mantenimiento/tarjeta de tareas);

2) demasiadas referencias a otros documentos;

3) las configuraciones mostradas en diferentes recursos no coinciden; y

4) medidas similares para dos aplicaciones diferentes (p. ej., líneas hidráulicas de alimentación y de retorno fijadas a cajas vecinas con conexiones del mismo tamaño y color, lo que facilita la instalación errónea);

e) el proceso de actualización es demasiado largo o complicado:

1) las revisiones solicitadas no se han incorporado aún;

2) las configuraciones modificadas por los boletines de servicio o instrucciones técnicas no se han actualizado en procedimientos de mantenimiento aplicables; y

3) las peticiones de cambios en los documentos no se han presentado o se han perdido o se han completado incorrectamente;

f) manual de mantenimiento o boletines de servicio del fabricante modificados en forma incorrecta:

1) no se cumple la intención del procedimiento del fabricante;

2) se añaden prácticas o medidas no normalizadas; y

3) el formato no se corresponde con el resto del procedimiento u otros procedimientos;

g) la información no se utiliza:

1) procedimiento disponible pero ignorado; y

2) técnico demasiado familiarizado con el procedimiento; y

h) otras:

1) el operador no puede utilizar información digital (más probable en estaciones remotas).

Equipo/herramientas/piezas

14.3.4 *Equipo y herramientas* se refiere a elementos como equipo de ensayos no destructivos, puestos de trabajo, llaves de torque (par de fuerzas) calibradas, destornilladores, cajas de ensayo y herramientas especiales indicadas en los procedimientos de mantenimiento. *Piezas* se refiere a piezas de avión que deben reemplazarse.

14.3.5 Un equipo y herramientas inseguros pueden hacer que un técnico de mantenimiento se distraiga de su tarea debido a preocupaciones de seguridad personal. Si el equipo o las herramientas no están disponibles o son inaccesibles, el técnico de mantenimiento puede usar otro equipo o herramientas que no se adecúen plenamente a la tarea. Otros factores que pueden contribuir al error comprenden instrumentos mal calibrados, uso de equipo no fiable o equipo o herramientas sin instrucciones de uso.

14.3.6 Las piezas con etiquetas incorrectas contribuyen a una instalación o reparación inadecuada. Las piezas que no están disponibles pueden contribuir a errores del técnico de mantenimiento que utiliza una pieza sustitutiva o incluso puede omitir piezas como por ejemplo arandelas de separación.

14.3.7 Si se sospecha de problemas de equipo, herramientas o piezas, se deben investigar las condiciones siguientes:

a) peligroso:

1) la plataforma se mueve y es inestable;

2) los frenos o dispositivos de seguridad no funcionan;

3) el material antideslizante está gastado o falta;

4) un mecanismo de bloqueo falta o es defectuoso;

5) carteles indicadores (advertencias o avisos) faltantes o borrosos;

6) bordes filosos expuestos o dispositivos de protección personal faltantes; y

7) las fuentes de alimentación no están etiquetadas o protegidas;

b) inaccesible:

1) no están en su lugar usual (posiblemente se están utilizando en otra tarea o avión); y

2) demasiado lejos del lugar de trabajo;

c) no fiable:

1) lecturas intermitentes o fluctuantes en cuadrantes o indicadores;

2) dañadas o desgastadas;

3) límites de uso vencidos; y

4) pieza con historial de defectos;

d) disposición deficiente de controles o presentaciones:

1) facilidad de leer la presentación errónea o utilizar el control erróneo;

2) emplazamientos extraños, de difícil acceso;

3) demasiado pequeño para leer o controlar; y

4) el control direccional de perillas o cuadrantes no es claro;

e) mal calibrado:

1) herramienta sin calibrar desde que comenzó a usarse; y

2) especificaciones erróneas utilizadas durante procedimientos de calibración;

f) no disponible:

1) no es de propiedad o no está en existencia; y

2) no disponible para adquisición;

g) inapropiados para la tarea:

1) uso de herramientas manuales ordinarias como palancas;

2) no capaces de manejar pesos, fuerzas o presiones que requiere la tarea;

3) números de identificación de pieza erróneos o caducados;

4) conexiones o agarraderas de tamaño erróneo;

5) piezas obtenidas en un comercio no controlado, p. ej., una caja de herramientas; y

6) piezas falsas o no autorizadas;

h) no puede utilizarse en el entorno previsto:

1) no hay espacio suficiente para trabajar con una herramienta o instalar una pieza; y

2) requiere superficie horizontal donde no se dispone de la misma;

i) ausencia de instrucciones:

1) carteles de instrucciones ausentes o borrosos;

2) señales de dirección ausentes; y

3) no se dispone de instrucciones de uso de herramientas;

j) demasiado complicado:

1) el uso de las herramientas requiere demasiados movimientos o lecturas simultáneas;

2) el aislamiento o el ensayo de fallas es demasiado complejo; y

3) la instalación de la pieza requiere demasiado tiempo;

k) etiquetas incorrectas:

1) las etiquetas o instrucciones de funcionamiento marcadas a mano son incorrectas;

2) número de pieza erróneo en la herramienta o la pieza; y

3) etiquetas ilegibles;

l) no se utiliza:

1) el equipo/herramienta/pieza está disponible pero no se utiliza; y

2) no se colocaron todas las piezas durante una instalación múltiple; y

m) otras:

1) no se dispone de dispositivos de protección del sistema en herramientas/equipo; y

2) las piezas son frágiles o fueron dañadas durante la instalación.

Diseño o configuración del avión

14.3.8 El avión debería estar *diseñado y configurado* de modo que todas las piezas y sistemas sean accesibles para mantenimiento. El técnico de mantenimiento debería poder alcanzar una pieza, extraerla y sustituirla fácilmente en la orientación correcta. Al examinar la accesibilidad como contribuyente al error de mantenimiento, debe considerársela como un verdadero contribuyente y no solo como un inconveniente para el técnico de mantenimiento.

14.3.9 Los buenos diseños también incorporan un mecanismo de intercambio de información que ayuda al técnico de mantenimiento a saber que algo ha sido bien hecho. Por ejemplo, un conector eléctrico que presenta un efecto de trinquete proporciona información al técnico de mantenimiento cuando la instalación es correcta. Si el efecto de trinquete se incluye en algunos conectores y no en otros esto puede contribuir a error. Si un técnico de mantenimiento pasa de un conector de trinquete a un conector que no es de ese tipo, puede ajustar demás el segundo conector buscando el trinquete.

14.3.10 La variedad de configuraciones entre modelos y aviones puede contribuir al error cuando hay pequeñas diferencias entre las configuraciones que requieren que las tareas de mantenimiento se ejecuten en forma diferente o que requieren piezas o repuestos ligeramente diferentes.

14.3.11 Se debe considerar si el diseño o configuración de la aeronave ha contribuido a posibles errores de mantenimiento cuando los investigadores encuentren algunas de las condiciones siguientes:

a) compleja:

1) resulta difícil aislar la falla en el sistema o componente;

2) la instalación de componentes es confusa, larga o susceptible a error;

3) existen en el sistema o componente múltiples conectores similares (eléctricos, hidráulicos, neumáticos, etc.);

4) los ensayos de instalación del componente son prolongados y confusos; y

5) dispositivos de fijación de diferentes tamaños pueden instalarse en varios lugares;

b) inaccesible:

1) los componentes o el área que son objeto de mantenimiento están rodeados de estructuras;

2) no existen puertas de acceso en el área de mantenimiento;

3) el área no tiene buen espacio de maniobras o carece de asidero; y

4) el área es pequeña o de forma extraña;

c) no es de fácil utilización:

1) falta de retroinformación proveniente del componente o sistema;

2) puede instalarse fácilmente con la orientación equivocada; y

3) no existen indicadores de dirección de flujo;

d) variación de la configuración entre modelos o aviones:

1) las piezas similares de diferentes modelos se instalan en forma diferente; y

2) las modificaciones del avión han cambiado los procedimientos de instalación u otros de mantenimiento entre aviones; y

e) otras:

1) los componentes son demasiado pesados y hacen difícil su extracción o instalación.

El trabajo o tarea de mantenimiento

14.3.12 El trabajo de un técnico de mantenimiento puede separarse lógicamente en una *serie de tareas*. En ciertas circunstancias, cuando las tareas se han planeado o combinado en forma errónea, la labor puede resultar rápidamente incontrolable. Si el investigador opina que la tarea fue un factor contribuyente, debería analizar la combinación o secuencia de tareas. Al examinar la secuencia de tareas, el investigador también debería determinar si se había utilizado información escrita y los tipos de habilidades y conocimientos técnicos que se esperaban del encargado de mantenimiento.

14.3.13 Hay que determinar si el trabajo o tarea particular involucró algunas de las condiciones siguientes:

a) repetitivo/monótono:

1) se realizan en forma reiterada acciones similares (abrir y cerrar disyuntores durante una prueba prolongada); y

2) la misma tarea se realiza muchas veces en múltiples lugares (extraer asientos, inspeccionar juntas de solape en busca de grietas);

b) compleja/confusa:

1) se requieren varias otras tareas durante la ejecución de ésta;

2) se requieren múltiples acciones al mismo tiempo por diferentes técnicos de mantenimiento;

3) largo procedimiento con secuencias de etapas críticas;

4) el sistema interactúa con otros sistemas durante los ensayos o el aislamiento de fallas;

5) se requieren múltiples verificaciones eléctricas; y

6) la tarea exige un esfuerzo mental o físico excepcional;

c) nueva tarea o cambio de tareas:

1) nuevo requisito o componente de mantenimiento;

2) revisión de un procedimiento;

3) modificación técnica en la flota existente; y

4) nuevo modelo de avión;

d) aburrimiento/complacencia:

1) desapego o indiferencia de los técnicos de mantenimiento debidos a la baja carga de trabajo;

2) no varían las asignaciones de tareas a técnicos de mantenimiento; y

3) subutilización de las habilidades del técnico de mantenimiento;

e) las tareas del técnico se planifican o priorizan en forma inadecuada:

1) frecuentes interrupciones del trabajo para buscar herramientas o piezas;

2) no se realizan tareas de preparación previa;

3) demasiadas tareas previstas para un período de tiempo limitado; y

4) las tareas necesarias para el mantenimiento de seguridad operacional no se realizan en primer lugar;

f) diferente de otras tareas similares:

1) el mismo procedimiento en modelos diferentes es ligeramente diferente;

2) cambios recientes de la configuración de la aeronave han cambiado la tarea ligeramente; y

3) el mismo trabajo en diferentes lugares se realiza en forma ligeramente diferente; y

g) otras:

1) el grupo de trabajo realiza la tarea en forma diferente a la establecida en los datos de origen (o en la información escrita).

Conocimientos técnicos y habilidades del técnico o mecánico de mantenimiento

14.3.14 *Habilidades técnicas* (a veces denominadas capacidades) se refiere a las tareas o subtareas que se prevé realizarán los técnicos de mantenimiento sin tener que referirse a otra información. Las habilidades técnicas comprenden la capacidad de bloquear o asegurar con alambre, utilizar una llave dinamométrica y extraer piezas comunes de un avión. Para que la falta de habilidades técnicas pueda considerarse un factor contribuyente al error, el técnico debe carecer de la capacidad que normalmente se espera del mismo.

14.3.15 *Conocimientos técnicos* se refiere a la comprensión de un conjunto de información que se aplica directamente a la realización de una tarea. Los conocimientos técnicos, para que se los considere factor contribuyente de error, son conocimientos que se supone son conocidos (memorizados) por el técnico de mantenimiento. Se requieren tres amplias categorías de conocimientos para el técnico: conocimientos de los procesos de línea aérea, conocimientos de sistemas de aeronave y conocimientos de tareas de mantenimiento. Estos aspectos se analizan con más detalle a continuación.

14.3.16 El *conocimiento de procesos de línea aérea* se refiere al conocimiento de los procesos y prácticas de la línea aérea o de la estación de reparación en la cual trabaja el técnico de mantenimiento. Entre los ejemplos están los procedimientos de entrega o traspaso de turnos, requisitos de etiquetado de partes o piezas y requisitos para la firma del visto bueno final. Si bien este conocimiento se adquiere normalmente a través de los procedimientos operacionales generales de mantenimiento y de conversaciones con colegas en el lugar de trabajo, también puede adquirirse de otras fuentes como los boletines para empleados y la instrucción especial.

14.3.17 El *conocimiento de sistemas de aeronave* se refiere al conocimiento de los sistemas y equipo físicos de aeronave. Por ejemplo la ubicación y función de las bombas hidráulicas y las opciones de modificaciones o reparaciones de partes corroídas o dañadas. Si bien este conocimiento se adquiere generalmente a partir de las características de diseño del avión, instrucción, manuales de mantenimiento y conversaciones con colegas en el lugar de trabajo, también puede adquirirse de otras fuentes como las revistas técnicas y sugerencias de mantenimiento.

14.3.18 *El conocimiento de la tarea de mantenimiento* se refiere a un conocimiento específico requerido para realizar una tarea determinada. Por ejemplo, el procedimiento para sangrar un sistema hidráulico y los límites de desgaste de un neumático. Si bien este conocimiento se adquiere generalmente a través de instrucciones de mantenimiento o conversaciones con colegas en el lugar de trabajo, también puede adquirirse a partir de carteles en el avión, características de diseño o incluso de otros técnicos de mantenimiento cuando se trabaja en equipo.

14.3.19 Cuando se investigue la competencia técnica del técnico/mecánico de mantenimiento, se deben buscar pruebas de:

a) pericia inadecuada:

   1) historial de errores similares cometidos con frecuencia;

   2) artículos mal instalados o mal atendidos cuando los procedimientos estaban disponibles y eran directos;

   3) historial de mala actuación después de instrucción amplia en tareas, procesos de línea aérea y sistemas de aeronave; y

   4) problemas de memoria o de toma de decisiones deficiente;

b) conocimiento inadecuado de la tarea:

   1) realización lenta de la tarea;

   2) cambio de responsabilidades de mantenimiento del técnico;

   3) tarea realizada por primera vez por el técnico de mantenimiento; y

   4) tarea realizada en una secuencia errónea;

c) conocimiento inadecuado de procesos de línea aérea:

1) adquisición no oportuna de las piezas;

2) el técnico es nuevo para la línea aérea o para el tipo de trabajo (de la línea al hangar, etc.); y

3) los procesos de línea aérea no están documentados o no se afirman en la instrucción;

d) conocimiento inadecuado de los sistemas de aeronave:

1) el técnico cambia tipos de avión o sistemas principales; y

2) el aislamiento de las fallas insume demasiado tiempo o no es completo; y

e) otras:

1) la actuación o pericia del técnico no se vigilan o miden con precisión; y

2) expectativas y actuación de los colegas. ¿Habría hecho la misma cosa otro técnico?

Factores que afectan la actuación individual

14.3.20 Los *factores que afectan la actuación individual* varían de persona a persona y comprenden aspectos que los individuos traen consigo al trabajo (p. ej., tamaño o fuerza corporal, salud y asuntos personales) y aquellos provocados por factores externos (p. ej., presión de colegas, limitaciones de tiempo y fatiga provocada por la propia tarea). Estos factores pueden contribuir a explicar los errores cometidos por los técnicos de mantenimiento que normalmente tienen una excelente actuación.

14.3.21 La *salud física* comprende la agudeza de los sentidos humanos así como el estado físico y las enfermedades. Los sentidos humanos, especialmente la visión, la audición y el tacto desempeñan una función importante en las tareas de mantenimiento. Con frecuencia, se pide a los técnicos que realicen tareas que están en el límite de sus capacidades sensoriales o cerca del mismo. Por ejemplo, algunas tareas requieren buena visión o tacto, como la inspección visual en busca de grietas o la inspección táctil en busca de protuberancias. También se requiere tener buena audición para oír las instrucciones o información antes y durante una tarea de mantenimiento.

14.3.22 También se ha visto que las *condiciones físicas,* como jaquecas y dolores crónicos se relacionan con los errores. El consumo de alcohol o drogas, así como los efectos colaterales de diversos medicamentos por receta médica o de venta libre, pueden afectar negativamente los sentidos. Las enfermedades físicas como resfríos o gripe también pueden afectar negativamente los sentidos y la capacidad de concentración. Las enfermedades también llevan a una pérdida de energía, lo que puede afectar la fatiga.

14.3.23 La *fatiga* ha sido definida por la Administración Federal de Aviación (FAA) de EUA como el agotamiento de las reservas de energía corporal que conduce a una actuación deficiente. La fatiga puede ser de origen emocional o físico. La fatiga aguda puede ser provocada por tensiones emocionales, agotamiento de la energía física, falta de sueño, falta de alimentación, mala salud física o sobrexcitación. También puede ser provocada por la propia situación en el trabajo. La hora del día, la cantidad de tiempo que se ha estado trabajando y tareas mentales complejas o que requieren mucho esfuerzo físico pueden provocar fatiga.

14.3.24 Las *limitaciones de tiempo,* o “presión” temporal, son factores comunes para el técnico de mantenimiento. La necesidad de terminar una tarea de mantenimiento de modo que pueda autorizarse al avión a salir o determinar una tarea de mantenimiento pesada para que el avión pueda ser puesto en servicio nuevamente a menudo hace que los técnicos experimenten presiones para realizar su labor. Se han realizado estudios que relacionaron los factores de tiempo demasiado escaso y demasiado prolongado con un aumento del error. Hay una compensación bien conocida entre velocidad y exactitud en el sentido de cuanto más rápido uno trata de finalizar una tarea más probable es que sucedan errores. Esta compensación también es válida para velocidad y seguridad. No obstante, cuando las cosas se hacen demasiado lentamente, la tarea puede resultar aburrida y también aumentar la posibilidad de errores.

14.3.25 La *presión de los colegas* también puede influir en la actuación de un técnico de mantenimiento. Por ejemplo, puede haber presión de colegas para no usar los manuales de mantenimiento debido a que se considera como un signo de carencia de conocimientos técnicos. La presión de los colegas también puede influir en el comportamiento del técnico relacionado con la seguridad operacional.

14.3.26 El *tamaño y la fortaleza corporales* son dos factores obvios que afectan la capacidad del técnico de mantenimiento de realizar una tarea terminada. Si alguien es de estatura demasiado baja como para alcanzar un enchufe o es incapaz de bajar una unidad reemplazable en el sitio (LRU) de un bastidor superior, esto puede contribuir al error.

a) Salud física:

   1) agudeza sensorial (p. ej., pérdida de visión, pérdida de audición, tacto);

   2) no uso de lentes correctores;

   3) no uso de ayudas auditivas o tapones de oído;

   4) campo visual restringido debido al equipo de protección de los ojos;

   5) enfermedades preexistentes;

   6) lesiones personales;

   7) dolor crónico que limita diversos movimientos;

   8) factores nutricionales (omitir comidas, mala alimentación);

   9) efectos adversos de la medicación;

   10) consumo de drogas o alcohol;

   11) quejas de lesiones frecuentes en músculos o tejidos; y

   12) dolor crónico de articulaciones en manos, brazos o rodillas.

b) Fatiga:

   1) falta de sueño;

   2) tensión emocional (p. ej., tensión, ansiedad, depresión);

   3) errores de apreciación o juicio;

4) vigilancia, período de atención, nivel de alerta inadecuados;

5) incapacidad de concentrarse;

6) tiempo de reacción lento;

7) aumento considerable de las horas de trabajo o cambio en las condiciones;

8) duración excesiva de la jornada laboral;

9) demasiado tiempo dedicado a una sola tarea;

10) sobrecarga de trabajo crónica;

11) saturación de la tarea (p. ej., inspección de filas de remaches);

12) duración excesiva de la tarea;

13) tiempo de viaje antes de comenzar la tarea; y

14) efectos circadianos (p. ej., turnos nocturnos, cambios de zona horaria).

c) Limitaciones temporales:

1) entorno de ritmo rápido constante;

2) tareas múltiples que ha de realizar una sola persona en un tiempo limitado;

3) aumento de la carga de trabajo sin aumentar el personal;

4) demasiado énfasis en el horario sin planificación adecuada;

5) presión percibida para terminar una tarea más rápidamente de lo necesario para que el avión pueda salir de la puerta; y

6) horas de retorno al horario no realistas que no tienen en cuenta el tiempo real necesario para las tareas de mantenimiento específicas.

d) Presión de colegas:

1) renuencia a utilizar información escrita porque se la considera como falta de pericia o conocimiento técnico;

2) falta de confianza individual;

3) no cuestionar los procesos de otros colegas; y

4) no ajustarse a los procedimientos operacionales de seguridad porque otros no lo hacen.

e) Tamaño y fortaleza corporales:

1) para la tarea se requieren alcance anormal, estado físico inusual o fortaleza inusual; y

2) incapacidad de llegar a espacios confinados.

f) Asuntos personales:

1) fallecimiento de un familiar;

2) dificultades conyugales;

3) cambio en la salud de un familiar;

4) cambio en las responsabilidades o asignación de trabajo; y

5) cambio en las condiciones de vida.

g) Distracciones o interrupciones en el lugar de trabajo durante la ejecución de la tarea:

1) confusión o desorientación sobre en qué punto de la tarea se está;

2) etapas saltadas en una tarea de varias etapas;

3) no finalización de una tarea; y

4) el entorno de trabajo es demasiado dinámico.

h) Otros:

1) ausentismo;

2) vacaciones;

3) licencia médica;

4) actitudes peligrosas (antiautoritario, sensación de invulnerabilidad, resignación); y

5) comportamiento arriesgado o temerario.

Entorno e instalaciones

14.3.27 El *entorno e instalaciones* de trabajo pueden contribuir al error. Por ejemplo, los extremos de temperatura (demasiado caliente, demasiado frío), elevados niveles de ruido, iluminación inadecuada (reflejos o resplandor, etc.), vibraciones inusuales y superficies de trabajo sucias pueden conducir a errores de mantenimiento. Problemas de salud o de seguridad operacional también pueden contribuir a errores de los técnicos de mantenimiento. Se deben buscar los factores siguientes:

a) Altos niveles de ruido:

1) el alto nivel de ruido afecta las comunicaciones necesarias para realizar una tarea;

2) una prolongada exposición al ruido reduce la capacidad de concentración y provoca cansancio; y

3) el ruido cubre la retroinformación del sistema durante un ensayo.

b) Entorno caliente:

1) el entorno de trabajo es demasiado caliente y la tarea se ejecuta demasiado rápido;

2) las temperaturas extremadamente altas provocan fatiga;

3) prolongada exposición a la luz solar directa; y

4) los componentes exteriores o la estructura están demasiado calientes como para que los técnicos de mantenimiento los manipulen físicamente o trabajen sobre ellas.

c) Entorno frío:

1) el área de trabajo está demasiado fría de modo que la tarea se ejecuta demasiado rápidamente;

2) la prolongada exposición a bajas temperaturas disminuye la destreza manual; y

3) la temperatura ambiente extremadamente baja crea un entorno de mantenimiento difícil.

d) Humedad:

1) la elevada humedad ambiente humedece las superficies del avión, piezas y herramientas; y

2) la humedad contribuye a la fatiga.

e) Lluvia:

1) causa mala visibilidad;

2) causa condiciones resbalosas o peligrosas;

3) hace difícil el uso de material escrito; y

4) el equipo protector hace difícil los movimientos y la manipulación de objetos.

f) Nieve:

1) causa mala visibilidad;

2) causa condiciones resbalosas o peligrosas; y

3) el equipo protector hace difícil los movimientos y la manipulación de objetos.

g) Iluminación:

1) insuficiente para leer instrucciones, carteles, etc.;

2) insuficiente para las impresiones visuales;

3) insuficiente para actividades generales de mantenimiento; y

4) excesiva, crea resplandor, reflejos o manchas frente a los ojos.

h) Viento:

1) interfiere con la capacidad de oír y comunicarse;

2) mueve soportes de trabajo y otro equipo (crea inestabilidad);

3) sopla partículas en los ojos, oídos, nariz o garganta; y

4) hace difícil el uso de material escrito.

i) Vibraciones:

1) el uso de herramientas eléctricas fatiga manos y brazos;

2) hace difícil pararse sobre superficies; y

3) hace difícil la lectura de instrumentos.

j) Falta de limpieza:

1) pérdida de sustentación o asidero debido a piezas o superficies sucias, engrasadas o con fluidos;

2) el desorden o amontonamiento de objetos reduce el espacio de trabajo disponible o utilizable; y

3) inhibe la capacidad de realizar tareas de inspección visual.

k) Sustancias peligrosas o tóxicas:

1) reduce la agudeza sensorial (p. ej., olfato, visión);

2) la exposición provoca jaquecas, nauseas, mareos;

3) la exposición provoca quemaduras, picazón, dolor general;

4) el equipo de protección personal limita el movimiento o el alcance;

5) provoca fatiga general o repentina; y

6) causa preocupaciones generales acerca de los efectos a largo plazo sobre la salud.

l) Fuentes de de alimentación:

1) no están etiquetadas con avisos o advertencias;

2) faltan o están dañados los dispositivos de protección;

3) se ha dejado la alimentación conectada en forma inapropiada;

4) los dispositivos de protección del circuito no se utilizan o están dañados y

5) los cables están desgastados, partidos o deshilachados.

m) Ventilación inadecuada:

1) presencia de fuertes olores;

2) sensación de quemado o picazón en los ojos;

3) dificultad respiratoria; y

4) fatiga repentina.

n) Otros:

1) áreas no organizadas en forma eficiente (dificultad en encontrar piezas, tarjetas de tareas, etc.); y

2) áreas demasiado concurridas por técnicos de mantenimiento u otro personal.

Aspectos ambientales de la organización

14.3.28 La *cultura de la organización* puede tener un gran impacto en la labor de mantenimiento. Factores como las comunicaciones internas, organizaciones de apoyo, nivel de confianza entre la administración y los técnicos de mantenimiento, objetivos de la administración y conocimiento de los mismos y apoyo por parte de los técnicos, actividades y actitudes sindicales, moral, etc., afectan la productividad y la calidad del trabajo. El grado de pertenencia que el técnico siente respecto del entorno laboral y la capacidad de cambiar o mejorar los procesos y sistemas es de fundamental importancia para la moral y autoestima de los técnicos que, a su vez, afectan la calidad de la actuación. Ejemplos de aspectos que hay que examinar:

a) Calidad del apoyo de las organizaciones técnicas:

1) calidad irregular de una información de apoyo;

2) información de apoyo tardía o ausente;

3) planes de mantenimiento malos o no realistas;

4) planificación previa a la tarea mala o ausente;

5) ausencia de intercambio de información sobre peticiones de cambio;

6) renuencia a tomar decisiones técnicas; y

7) cambios frecuentes en los procedimientos y programas de mantenimiento de la compañía.

b) Políticas y procesos de trabajo de la compañía:

1) aplicación injusta o irregular de las políticas de la compañía;

2) no existen o no se imponen políticas estándar;

3) no existen o no se aplican estrategias estándar de prevención de errores;

4) falta de flexibilidad en la consideración de circunstancias especiales;

5) falta de capacidad para cambiar o actualizar políticas; y

6) las políticas inhiben la notificación de errores y, con ello, las mejoras de los procesos.

c) Sindicatos:

1) las negociaciones de contratos crean distracciones;

2) tradicionalmente las relaciones entre administración y trabajadores no han sido buenas;

3) comunicación positiva o negativa de la dirigencia sindical; y

4) huelgas, trabajo a desgano u otras medidas laborales que provocan interrupciones.

d) Mano de obra inestable:

1) ocurren despidos;

2) los programas de jubilación prematura hacen perder experiencia;

3) reorganizaciones, consolidaciones y transferencias hacen que haya más gente en nuevos trabajos;

4) degradaciones y recortes salariales; y

5) frecuentes cambios de administración; y

e) Otros:

1) la compañía es adquirida por otra empresa;

2) tercerización de trabajos anteriormente realizados en la compañía; y

3) niveles generales de dotación de personal inadecuados.

Liderazgo y supervisión

14.3.29 Aunque los *supervisores* normalmente no realizan las tareas, todavía contribuyen al error de mantenimiento a través de una mala planificación, priorización y organización de las tareas pertinentes. La delegación de tareas es una pericia de supervisión muy importante y si no se realiza adecuadamente puede resultar en una mala calidad del trabajo. Además, hay una relación directa entre las actitudes administrativas o de supervisión y las expectativas del técnico de mantenimiento y la calidad del trabajo que se realiza.

14.3.30 Además, los supervisores y los niveles superiores de la administración también deben proporcionar liderazgo. Es decir, deberían tener una visión de hacia dónde debería encaminarse la función de mantenimiento y cómo llegar a ello. Además, los administradores muestran condiciones de *liderazgo* cuando exhiben el mismo tipo de comportamiento que esperan de los demás.

14.3.31 Los investigadores deberían tomar conocimiento de las insuficiencias del liderazgo y la supervisión:

a) Mala planificación u organización de las tareas:

1) demasiado tiempo inactivo entre tareas;

2) tiempo insuficiente entre tareas;

3) el trabajo administrativo está desorganizado;

4) las tareas no se dan en secuencia lógica; y

5) las configuraciones del avión se cambian con demasiada frecuencia durante la visita de mantenimiento.

b) Inadecuada priorización del trabajo:

1) no se comunica a los técnicos qué tareas deben realizar primero;

2) las tareas importantes o las relacionadas con la seguridad de las operaciones se programan en último lugar; y

3) no se aislan las fallas verificando en primer lugar las causas más probables.

c) Inadecuada delegación o asignación de tareas:

1) asignación de una persona no idónea para realizar una tarea;

2) incongruencia o carencia de procesos para delegar tareas;

3) asignación de la misma tarea a la misma persona en forma continua; y

4) amplia variación de la carga de trabajo entre técnicos o departamentos de mantenimiento.

d) Actitud o expectativas no realistas:

1) insatisfacción, malestar y discusiones frecuentes entre un supervisor y un técnico sobre cómo ejecutar una tarea o la rapidez con que una tarea debería terminarse;

2) presión sobre los técnicos de mantenimiento para terminar tareas antes de lo posible o razonable;

3) regañar o reprender a personas, especialmente frente a otras;

4) ninguna tolerancia frente a los errores; y

5) no hay expectativas generales de actuación del personal de mantenimiento basadas en la visión de la administración.

e) Supervisión excesiva:

1) estilo de gestión (microgestión) de vigilancia continua;

2) cuestionamiento frecuente de las decisiones tomadas; y

3) no se involucra a los empleados en la toma de decisiones; y

f) Otras:

1) supervisión insuficiente;

2) las reuniones no tienen finalidad u orden del día;

3) el supervisor no tiene confianza en las capacidades del grupo; y

4) la administración no hace lo que espera de otros y con ello establece normas laborales deficientes para el personal de mantenimiento.

Problemas de comunicación

14.3.32 Por problemas de comunicación se entiende las interrupciones en las comunicaciones que impiden que el técnico de mantenimiento obtenga oportunamente la información correcta relativa a una tarea de mantenimiento. Los tipos de comunicación comprenden la comunicación escrita y la oral.

14.3.33 Los problemas que influyen en la eficacia de las acciones de mantenimiento comprenden las comunicaciones siguientes:

a) Entre departamentos:

1) comunicación por escrito incompleta o vaga;

2) la información no se dirige a los grupos correctos;

3) las responsabilidades del departamento no están claramente definidas o comunicadas;

4) los conflictos de personalidad crean barreras a la comunicación entre departamentos; y

5) no se proporciona información en absoluto o no es oportuna para su uso.

b) Entre personas (colegas):

1) no se comunica la información importante;

2) mala interpretación de palabras, intención o tono de voz;

3) barreras idiomáticas;

4) empleo de jerga popular o términos no familiares;

5) empleo de acrónimos no familiares;

6) no se cuestionan medidas cuando es necesario;

7) no se ofrecen ideas o propuestas de mejora de procesos; y

8) diferencias de personalidad.

c) Entre turnos:

1) la transferencia de turnos no se realiza, se hace mal o en forma apresurada;

2) registros inadecuados de la labor realizada – hojas de trabajo incompletas;

3) no se documentan los procesos para uso de todos los turnos; y

4) no se mantienen actualizados los tableros indicadores de tareas o las listas de verificación.

d) Entre el equipo y su jefe:

1) el jefe no comunica al equipo información importante;

2) inadecuada transferencia verbal o asignación de tareas al comienzo de un turno;

3) falta de claridad en funciones y responsabilidades;

4) el jefe no proporciona al grupo información sobre la actuación;

5) el grupo no comunica al jefe problemas y oportunidades de mejora; y

6) no se emplean herramientas de comunicación (por escrito, teléfono, radio, etc.).

e) Entre el jefe de equipo y la administración:

1) poca o ninguna comunicación;

2) no se analizan regularmente objetivos y planes;

3) no hay información de la administración al jefe sobre la actuación del grupo;

4) el jefe no notifica a la administración problemas y oportunidades de mejora; y

5) la administración no comunica información importante al jefe; y

f) Otras:

1) el mal funcionamiento de computadoras o de la red lleva a pérdida de información;

2) no se usa o se ignora el correo electrónico; y

3) en las estaciones remotas no se dispone de manuales y sistemas basados en computadora.

14.4 GRUPO DE MANTENIMIENTO

14.4.1 Con frecuencia, los accidentes e incidentes graves de aviones de transporte son investigados por un equipo. En una investigación de equipo, normalmente se asigna un especialista en aeronavegabilidad como jefe del Grupo de Mantenimiento para gestionar este. El jefe, en coordinación con el investigador encargado (IIC) define la composición exacta del grupo.

Composición

14.4.2 Como mínimo, el grupo debería estar integrado por el jefe, representantes de los Estados que participan en la investigación y asesores del fabricante de la célula y del grupo motor. Según se necesite, deberían incluirse representantes o asesores de otras partes en la investigación. Las partes asignadas al Grupo de Mantenimiento deberían ser capaces de encarar las cuestiones sobre grupo motor, estructuras, sistemas y operaciones que puedan surgir.

14.4.3 El jefe del grupo debería considerar la inclusión de una persona del departamento de aseguramiento de la calidad del mantenimiento o de mecánica de mantenimiento del explotador. El individuo así asignado debe poder ayudar a descifrar los registros de mantenimiento del avión y tener una excelente comprensión del programa de mantenimiento y del manual de mantenimiento general del explotador.

14.4.4 Resulta útil incluir un miembro del personal técnico de la compañía y un mecánico certificado (empleado por el explotador o un tercer proveedor) con carácter de reserva para ayudar a explicar cualquier anotación que no esté clara o sea confusa. Los mecánicos, más que cualquier otro, deberían poder descifrar y explicar el registro o bitácora de mantenimiento, la tarjeta de tareas y otras indicaciones escritas. Ellos comprenden la cultura y el "conocimiento tribal" de la comunidad de mantenimiento y conocen las prácticas de mantenimiento confidenciales o semisecretas. También conocen las particularidades del diseño y las soluciones provisionales a problemas crónicos que parecen no haber sido notificados jamás.

14.4.5 Finalmente, el jefe del grupo debería pedir que el propietario, el explotador o la instalación de la organización de reparación de mantenimiento (MRO) asigne una persona encargada de los registros de mantenimiento en régimen de guardia. Habrá numerosas solicitudes de recuperación y aclaración de datos.

Funciones y responsabilidades

14.4.6 El Grupo de Mantenimiento es responsable de examinar todos los registros de mantenimiento para extraer el historial de servicio y mantenimiento de la aeronave involucrada en el accidente.

14.4.7 Los datos recogidos serán estudiados para determinar la eficacia del mantenimiento realizado y si es adecuado y pertinente respecto de los problemas relacionados con el accidente. La importancia del mantenimiento, servicio o inspección incorrectos o inadecuados de una aeronave se hace más evidente después de un profundo examen de los registros pertinentes.

14.4.8 Estos datos pueden indicar la necesidad de continuar explorando registros relativos al tipo de aeronave que se investiga. También pueden sugerir líneas de investigación a otros grupos. Análogamente, los datos recogidos por otros grupos pueden sugerir líneas de investigación para el Grupo de Mantenimiento.

14.4.9 El jefe del Grupo de Mantenimiento informará al equipo de investigación sobre cualquier sistema o componente que se revele sospechoso a través del examen de los registros. De esta forma, el grupo reducirá la posibilidad de que pasen desapercibidas posibles causas del accidente relacionadas con sistemas o equipos físicos.

14.4.10 Los investigadores deben considerar las diferencias del explotador y los reglamentos que las rigen. Los grandes transportistas aéreos, los transportistas aéreos complementarios, las compañías de taxi aéreo a pedido y los explotadores de grandes aeronaves están regulados por un conjunto de reglamentos rígido y minucioso. Los aviones de negocios o para uso de personas muy importantes son explotados frecuentemente en el marco de reglas generales de explotación. Por consiguiente, es importante examinar el programa de mantenimiento aprobado con respecto a los reglamentos de explotación aplicables.

14.4.11 Jamás debería suponerse que un programa de mantenimiento es adecuado sobre la base del tamaño o grado de perfeccionamiento de su aplicación o de su sistema de registros.

Concentración específica

14.4.12 Durante el proceso de investigación, el Grupo de Mantenimiento debería concentrarse, según sea necesario, en los siguientes objetivos específicos:

a) Recoger un historial de mantenimiento suficiente para que sirva como referencia a todos los miembros del equipo de investigación.

b) Investigar y evaluar los aspectos de mantenimiento de problemas específicos presentados al Grupo de Mantenimiento por los jefes de otros grupos o por el investigador encargado (IIC).

c) Analizar actividades y tendencias de mantenimiento anteriores relacionadas con la aeronave accidentada para exponer problemas que puedan no ser evidentes a otros grupos debido a la destrucción de pruebas físicas en sistemas y estructuras.

d) Examinar los programas, políticas, procedimientos y entorno de trabajo del explotador, la estación de mantenimiento y el proveedor de mantenimiento por contrato para determinar si alguno de estos pudo haber contribuido al accidente.

e) Evaluar la vigilancia del explotador ejercida por los organismos de reglamentación responsables para determinar si pudo haber contribuido a la secuencia del accidente.

Nota.— Las operaciones y el mantenimiento de las aeronaves pueden estar sometidos a vigilancia reglamentaria por parte de diversos órganos gubernamentales distintos de las organizaciones de reglamentación técnica aeronáutica, por ejemplo, órganos encargados de materiales peligrosos, seguridad y protección, salud y seguridad operacional y medioambiente.

Coordinación

14.4.13 El grupo debe mantener una estrecha coordinación con el IIC. La investigación puede determinar importantes áreas de investigación por otros especialistas. A su vez, puede ser necesario que la investigación del mantenimiento estudie aspectos particulares que han sido puestos a la atención de otros técnicos que participan en otros sectores de la investigación.

14.4.14 Las funciones del grupo exigen coordinación con el explotador. Una investigación puede ampliarse a los aspectos de diseño, certificación, fabricación o gestión de mantenimiento. Esto puede incluir normas y procedimientos, aseguramiento de la calidad, equipo e instalaciones, selección del personal de mantenimiento, instrucción, control de materiales y asuntos de vigilancia reglamentaria.

14.4.15 Antes de examinar registros, debe proporcionarse a cada miembro del grupo una hoja índice delineando los códigos de capítulos de la Asociación del Transporte Aéreo (ATA). Casi todos los datos examinados harán referencia a estos códigos. Se debe dividir el grupo de trabajo asignando a cada persona ciertos códigos ATA pertinentes.

14.4.16 Se debe coordinar con el IIC para decidir la amplitud y prioridades del examen. También hay que determinar los documentos que han de copiarse o los datos que han de extraerse para el informe del grupo.

14.4.17 Se deben celebrar reuniones diarias de información sobre la marcha de la investigación para que el grupo tenga conciencia de las actividades colectivas generales.

14.4.18 Puede ser necesario que el jefe del grupo analice los aspectos en que se concentrará su grupo particular y el tipo de conocimientos que necesitan los miembros del grupo.

Información sobre el programa de mantenimiento del explotador

14.4.19 Tan pronto como sea posible después de convocar el grupo, el jefe debería comunicar al propietario u explotador que se deberá informar al grupo sobre el programa de mantenimiento aprobado del explotador. Es fundamental contar con una comprensión completa de dicho programa. Normalmente será necesario apelar a la asistencia del explotador y, en caso de accidentes que involucren aeronaves de otro Estado, coordinar con el representante acreditado de dicho Estado, según corresponda.

14.4.20 Antes de examinar la documentación relacionada específicamente con el mantenimiento realizado en la aeronave accidentada o con el programa de mantenimiento del explotador, es fundamental que el explotador informe al grupo sobre el programa de mantenimiento y las actividades que el grupo va a examinar.

14.4.21 El jefe del grupo y el explotador deberían establecer el orden del día de esta sesión de información. Se deben considerar los temas siguientes:

a) Organización del departamento de mantenimiento, incluidas las relaciones funcionales.

b) Tipo de programa de mantenimiento autorizado y reglamentos con arreglo a los cuales se lleva a cabo dicho programa.

c) Programa de inspección programado. Se deben incluir el tipo de verificaciones, su periodicidad, los lugares donde se realizan, la descripción del desglose de las verificaciones en etapas o intervalos y una lista de las realizadas por proveedores de mantenimiento por contrato.

d) Servicios de mantenimiento contratados, incluyendo el alcance y limitaciones de dichos servicios, método de coordinación para mantenimiento de técnicos de guardia, supervisión u orientación del explotador, movimiento de registros y seguimiento de la labor realizada.

e) Programa de lista de equipo mínimo (MEL). Se deben incluir los procesos de seguimiento, notificaciones, procedimientos de autorización, etc.

f) Programa de cumplimiento de las directrices de aeronavegabilidad (AD). Se deben incluir un sistema de seguimiento, las inspecciones periódicas, los métodos de cumplimiento, el procedimiento para convertir las partes aplicables de las directrices de aeronavegabilidad en instrucciones técnicas o autorizaciones técnicas.

g) Sistemas de registros. Se deben incluir el tipo de sistema aprobado, la descripción de sistemas complementarios y el método de recolección e ingreso de datos, problemas o sucesos de los que se hizo seguimiento y capacidades de recuperación e impresión de información.

h) Políticas y procedimientos del departamento de almacenamiento, en particular programas de partes o piezas que se sospeche no han sido aprobados, control de inventario, separación de piezas o partes en condiciones de navegabilidad de otros que no lo están y supervisión de los vendedores.

i) Requisitos de mantenimiento para la certificación (CMR) y elementos de inspección requeridos (RII).

14.5 ACCIDENTES DE TRANSPORTISTAS AÉREOS

Notificación al propietario/explotador

14.5.1 Inmediatamente después de la notificación del accidente y antes de continuar avanzando, el jefe del grupo debería cerciorarse de que él mismo o el IIC comuniquen al propietario o explotador del avión que todos y cada uno de los registros y manuales de mantenimiento relacionados con el avión accidentado han sido incautados. Estos documentos deben conservarse y estar disponibles para examen, fotografía o copia cuando el grupo lo solicite.

Nota.— Muchos explotadores emplean un sistema complejo de mantenimiento de registros computadorizados además de su programa reglamentario de registros obligatorio o aprobado. Es importante subrayar que dichos registros también deben estar disponibles.

14.5.2 Normalmente, se solicitan los registros correspondientes a los 90 días anteriores. No obstante, en algunos casos este período puede extenderse hasta la fecha de fabricación del avión.

14.5.3 A menos que los reglamentos del Estado especifiquen otra cosa, el propietario/explotador es responsable del mantenimiento en condiciones de seguridad de las publicaciones y registros hasta que el jefe del grupo o su representante llegue al lugar para tomar posesión de los mismos. En algunas situaciones, el jefe del grupo puede pedir que un órgano de reglamentación local tome posesión de los registros hasta la llegada del grupo.

14.5.4 Los manuales obtenidos deben ser versiones vigentes que el explotador y los fabricantes hayan publicado a la fecha del accidente.

14.5.5 No es necesario que el organismo de investigación conserve los documentos originales en la medida en que se obtengan ejemplares adecuados de los registros necesarios.

14.5.6 Después de haberse adoptado las medidas preliminares para incautar los registros y establecer la composición del grupo, el jefe debería dirigirse a la instalación de mantenimiento u otro lugar donde se encuentren los registros.

Identificación del avión, grupo motor y hélice

14.5.7 Tan pronto como sea posible después del accidente se debe hacer que el propietario o explotador complete el formulario de datos sobre el avión. En el apéndice de este capítulo figura la información típica que ha de registrarse tan pronto como sea posible.

Certificación de mantenimiento

14.5.8 Habrá que contar con ejemplares de las especificaciones de operaciones. En ellas se define el programa de mantenimiento previsto del explotador, incluidas las limitaciones y autorizaciones especiales así como el programa de control de masa y centraje del explotador.

Registro de mantenimiento

Nota.— El tamaño físico de los registros puede ser enorme. Por consiguiente, no es necesario presentar físicamente al Grupo de Mantenimiento todos los registros siguientes, pero estos deben estar disponibles a pedido. A medida que la línea de investigación avanza, será necesario examinar registros específicos.

14.5.9 Los registros que se deberían examinar comprenden los siguientes:

a) Registros técnicos del avión y, en algunos casos, diarios de los auxiliares de a bordo correspondientes a los últimos 90 días. Dado que no hay normas en la industria para la notificación, la mayoría de las entradas y formas de notificar en los diarios de a bordo varían según la línea aérea y el número de anotaciones no puede considerarse como índice de la calidad del producto. No obstante, anotaciones repetidas pueden indicar un problema con el avión.

b) Datos del historial de mantenimiento del avión correspondiente a los últimos 120 días.

c) Tarjetas de tareas ordinarias y no ordinarias. Todas las tarjetas de tareas no ordinarias correspondientes a la última verificación programada y a la última verificación de nivel “C” o “D”.

Nota.— Para aeronaves de la categoría de transporte, habrá cientos de tarjetas correspondientes a estas verificaciones. Las tarjetas de tareas no ordinarias contendrán una gran riqueza de información y podrán sugerir líneas de investigación.

d) Todos los registros de reparación de los motores, hélices y componentes del sistema primario de la aeronave.

e) Historial de inspecciones condicionales relativas a la vida de la aeronave. Entre los ejemplos figuran aterrizajes con exceso de peso, choques con aves, golpes de rayos, informes de daños de la aeronave, etc.

f) Todo mantenimiento o servicio realizado antes del vuelo final, incluyendo los comprobantes de abastecimiento de combustible.

g) Una lista de las principales reparaciones y alteraciones.

h) Una lista de todos los trabajos relativos al certificado de tipo suplementario (STC) que hayan sido realizados en la aeronave accidentada.

i) Datos de vigilancia del estado del motor correspondientes a los últimos 30 días.

j) Registro de cambio de motor. En él se proporciona un historial de los aviones en los cuales se ha instalado un determinado motor.

k) Datos de vigilancia de la vibración de motores y células.

l) Artículos de la lista de equipo mínimo (MEL) que se transportaban en la aeronave accidentada.

m) Informe sobre paradas de motor en vuelo correspondiente al año anterior.

n) Artículos de la lista de desviaciones respecto a la configuración (CDL) transportados en la aeronave. Estos artículos figuran en el Apéndice CDL del Manual de vuelo aprobado (AFM).

Nota.— Los artículos de la CDL definen una configuración certificada para la aeronave. Como tales, no requieren rectificación como se hace con los artículos de la MEL.

o) Todas las directrices de aeronavegabilidad (AD) aplicables a la aeronave accidentada. Estas deberían incluir el registro de cumplimiento de las AD de la aeronave indicando las inspecciones periódicas o las realizadas de manera definitiva.

p) Informes de dificultades en servicio (SDR). Se trata de un sistema de recolección de datos que se aplicará para proporcionar una alerta sobre problemas de seguridad operacional incipientes con la aeronave. Este sistema de retroinformación comprende una amplia red de contribuyentes.

q) Lista de boletines o cartas de servicio, publicados por los fabricantes, aplicables a la aeronave accidentada y sus componentes.

r) Lista de cancelaciones o desviaciones correspondientes a los últimos seis meses.

s) Incidentes pertinentes a la aeronave accidentada (y a todas las otras del mismo modelo) correspondientes a los seis últimos meses. Si es posible, indíquense los datos en forma separada para cada estación de mantenimiento.

t) Registros de masa y centraje de la aeronave accidentada, incluido el cálculo de hojas de centrado para el despegue antes del accidente.

Nota.— Los cálculos de hoja de centrado normalmente se conservan junto con los registros de operaciones de vuelo.

Publicaciones

14.5.10 Las publicaciones requeridas para las aeronaves de gran tamaño varían con el tipo de reglas de explotación en el marco de las cuales se operaba la aeronave. Un conjunto completo de todas las publicaciones requeridas es enorme. Los documentos se publican en diversos formatos – papel, microfilm, microficha, CD, o basados en la web. La información relativa al examen de mantenimiento detallado puede encontrarse en el Manual general de mantenimiento del explotador.

Nota.— El tamaño físico de estos documentos puede ser abrumador. Por consiguiente, no es necesario que se presenten físicamente al grupo de mantenimiento todos los documentos siguientes, pero estos deben estar disponibles a pedido. A medida que avanza la investigación, determinadas publicaciones de mantenimiento cobrarán importancia.

14.5.11 Como mínimo, el grupo debería comenzar con un ejemplar del manual de mantenimiento general del explotador y del manual de mantenimiento de la aeronave. Las publicaciones siguientes son características de las aeronaves explotadas en el marco de los reglamentos de transportistas aéreos:

a) Las publicaciones de mantenimiento son las publicaciones del fabricante sobre la célula, grupos motores y componentes. Ejemplos de las mismas son las publicaciones generales de mantenimiento, reparación de estructuras, piezas y partes ilustradas, controles de soporte lógico, revisiones de equipo, manuales de ensayos no destructivos, manuales de mantenimiento de componentes, boletines de mantenimiento, etc. Las publicaciones examinadas deben haber sido aplicables a la aeronave en la fecha del accidente.

b) El órgano de reglamentación competente normalmente requiere que el explotador tenga un sistema de manuales que incluya políticas y procedimientos de mantenimiento. Este texto figura frecuentemente en un documento denominado Manual de mantenimiento general (GMM). Se trata de un importante documento para el investigador a efectos de comprender el programa de mantenimiento del explotador. Constituye una referencia básica y debería obtenerse en las primeras etapas de la investigación y ser examinado por todos los miembros del grupo de investigación del mantenimiento.

c) Ejemplares de toda las publicaciones de servicio como los boletines de servicio, las comunicaciones del explotador, sugerencias para el mantenimiento y boletines expedidos por el explotador y que se apliquen al avión accidentado.

d) Todos los conjuntos de tarjetas de tareas de mantenimiento aplicables en el momento del accidente o cuando se realizó la última verificación particular.

El examen de mantenimiento

Generalidades

14.5.12 La finalidad del examen de mantenimiento consiste en determinar:

a) que los trabajos realizados lo fueron de conformidad con las publicaciones vigentes, incluyendo las tarjetas de tareas;

b) que los trabajos realizados y las inspecciones efectuadas lo fueron con arreglo al programa de mantenimiento aprobado;

c) que la vigilancia reglamentaria es adecuada;

d) si una pieza sospechosa es auténtica o si no es una pieza aprobada; y

e) que una pieza es aprobada o válida para su instalación en una aeronave particular.

Estos aspectos pueden resolver incertidumbres o sugerir líneas de investigación.

Examen inicial

14.5.13 Examen del programa de mantenimiento del explotador para desarrollar una comprensión práctica del mismo.

14.5.14 Examen somero de las anotaciones en el registro de mantenimiento de la aeronave accidentada y de los registros de su historial de mantenimiento correspondientes a los últimos 30 días. El examen debería concentrarse en discrepancias de mantenimiento que parecen relacionarse con sistemas tentativamente sospechosos sobre la base de la limitada información respecto a la secuencia del accidente ya disponible.

Análisis para descubrir el uso indebido de drogas

14.5.15 Se debe determinar si el explotador o un proveedor de mantenimiento por contrato realizó tareas de mantenimiento en la aeronave en los últimos días anteriores al accidente. De ser así, este es el momento de determinar si se solicitará un análisis respecto al uso indebido de drogas por los individuos que ejecutaron los trabajos.

Masa y centraje

14.5.16 Coordinación de esta actividad con el grupo de operaciones de vuelo.

14.5.17 Como parte del examen inicial, confirmación de la exactitud de los cálculos de masa y centraje y de reglaje de compensación del estabilizador correspondiente a la aeronave accidentada antes de su último vuelo. Esta información puede figurar en los registros de vuelo o despacho. También corresponde verificar si la aeronave estaba cargada correctamente.

14.5.18 Verificación de los datos de cumplimiento, ubicación y método utilizado para la última verificación de masa. Si se utilizaron balanzas electrónicas para pesar la aeronave, hay que verificar el método y la fecha de calibración y certificación.

14.5.19 Auditoría para verificar la exactitud del último informe registrado sobre pesado de la aeronave. Esto debería incluir la confirmación de cambios de masa y centro de gravedad hechos a la aeronave desde que se pesó por última vez.

14.5.20 Confirmación de que los cambios al informe de peso/masa se asignaron a personal de operaciones de vuelo apropiado.

Examen detallado

14.5.21 El examen detallado debería analizarse después de que los otros grupos hayan tenido tiempo para recoger pruebas suficientes a efectos de sugerir algunas líneas de investigación específicas. Además del examen del historial de mantenimiento de la aeronave accidentada por parte del grupo, debería considerarse el examen de los siguientes programas, políticas y condiciones, según lo establezcan las líneas de investigación.

Programa y políticas de mantenimiento

14.5.22 Este material se encuentra normalmente en el Manual de mantenimiento general. En este documento figuran la organización, las funciones y responsabilidades del departamento de mantenimiento, incluyendo las funciones de cada grupo, tales como el programa de inspección, control de existencias, control de masa y centraje, control de materiales, administración de registros, aspectos mecánicos, etc.

14.5.23 Este manual puede estar formado por documentos independientes que tratan temas específicos. Por ejemplo: abastecimiento de combustible, operaciones de deshielo, lista de equipo mínimo, etc.

Administración y supervisión reglamentaria

14.5.24 Algunos accidentes de aeronaves han sido consecuencia de defectos de organización o carencias en la administración o supervisión reglamentaria; por ejemplo, un explotador puede haber prescrito o aprobado procedimientos no acordes con las condiciones operacionales seguras aplicables. Análogamente, instrucciones ambiguas y las que pueden dar lugar a doble interpretación también pueden haber contribuido; estos factores pueden deberse en primera instancia a un examen no crítico por parte de las autoridades de reglamentación. Por consiguiente, puede ser necesario examinar más de cerca otras organizaciones u órganos que no están inmediata o directamente relacionados con las circunstancias del accidente pero cuyas acciones u omisiones pueden haber permitido o incluso ser causa de que sucediera el accidente.

14.5.25 El órgano de reglamentación del Estado de matrícula debería examinar la supervisión del explotador o de la estación de reparación por contrato.

a) Se debe examinar el programa de trabajo del inspector principal de mantenimiento (PMI). Hay que documentar la amplitud de las responsabilidades del PMI, el porcentaje del tiempo dedicado a este explotador, el porcentaje de tiempo dedicado a cada sector importante y toda asistencia proporcionada por otros inspectores (incluyendo inspectores geográficos).

b) Se deben evaluar las calificaciones y experiencia del PMI y de cualesquiera asistentes de éste asignados. Hay que incluir un examen de la experiencia anterior en mantenimiento de los individuos en cuestión antes de trabajar en (nombre del órgano de reglamentación).

c) Se deben examinar los informes de las inspecciones obligatorias del PMI, el estado de las mismas, información o comentarios sobre las inspecciones y todos los datos de tendencia correspondientes a este explotador. También se deben examinar las comunicaciones escritas entre el PMI y el explotador.

d) Si el Estado realiza auditorías de supervisión formales, se deben examinar los informes relativos al explotador. Por ejemplo, el órgano de reglamentación de los Estados Unidos, la FAA, ejecuta un programa nacional/regional de inspecciones de seguridad operacional de la aviación (NASIP o RASIP).

e) Hay que entrevistar a los inspectores de mantenimiento de línea, mantenimiento de hangar, mantenimiento de taller y del órgano de reglamentación local no relacionado con el explotador en cuestión para obtener información sobre la relación de trabajo del PMI con el personal de supervisión de mantenimiento del explotador.

Programa de inspecciones

14.5.26 Este programa debería incluir el examen de elementos de inspección obligatoria (RII), procedimientos de recompra, control de vendedores, control de materiales, análisis y vigilancia continuas y regreso al servicio.

Programa de fiabilidad

14.5.27 Examinar la forma en que el explotador identifica y hace el seguimiento de anotaciones reiteradas sobre problemas, rechazos de mantenimiento de línea y hangar (tareas de mantenimiento completadas cuya realización se consideró inaceptable para el visto bueno final de la inspección), y caducidad prematura de partes o piezas de aeronave (es decir, piezas recientemente diseñadas con experiencia de servicio limitada que no se consideraron en condiciones de navegabilidad cuando se recibieron del fabricante). Se debe obtener una copia del programa del explotador.

Programa de control de herramientas

14.5.28 Se debe determinar la forma en que se contabilizan las herramientas personales y de propiedad de la compañía después de cada cambio de turno. Determinar también la forma en que se hace el seguimiento de una herramienta cuando se la presta temporalmente a otra base. Hay que examinar los procedimientos aplicados cuando una herramienta parece estar faltando. También hay que determinar qué tipo de inspección realiza el explotador para asegurarse de que las cajas de herramientas personales no contienen material suelto, excesivo o no aprobado.

Procedimientos de cambio de turno

14.5.29 Las políticas de cambio de turno varían ampliamente. Numerosos accidentes se han atribuido a la mala aplicación o la ausencia de transferencia de tareas. Se debe determinar la forma en que los trabajadores del turno que ingresa se enteran del punto en que el turno anterior dejó de trabajar en la ejecución de tareas de mantenimiento incompletas. Hay que asegurarse de que el programa se utiliza realmente y de que se identifica cualquier componente o pieza desconectada o extraída simplemente para obtener acceso al componente con el que se está trabajando.

Programa de inspecciones regulares

14.5.30 Este programa figura en las especificaciones de operaciones de mantenimiento. Se debe examinar el programa para cerciorarse de que todos los elementos de la aeronave accidentada se estaban inspeccionando según los intervalos regulares obligatorios.

Programas de vuelos de verificación funcional (FCF)

14.5.31 Se deben determinar los tipos de medidas de mantenimiento que exigen un FCF. Hay que examinar el programa del explotador para la calificación de piloto, participación y calificación de técnicos de mantenimiento, uso de diagramas de flujo/listas de verificación y documentación de datos y pruebas finales de aeronavegabilidad correspondientes al FCF.

Programas de inspecciones estructurales suplementarias (SSIP)

14.5.32 Se debe examinar el programa suplementario de control y prevención de la corrosión. Hay que cerciorarse de que se envían los informes requeridos a la Oficina de Certificación de Aeronaves (ACO) y al fabricante correspondientes al hallazgo de corrosión de niveles 2 y 3. También se debe examinar la situación de la inspección de aeronaves envejecidas en la flota.

Programa de instrucción en mantenimiento

14.5.33 Se debe examinar el programa de instrucción en el lugar de trabajo para motores, células y sistemas, incluyendo el plan de estudio, las calificaciones y formación de los instructores, porcentaje de participación, instrucción periódica, instrucción en sistemas especiales y mantenimiento de registros. Se debe determinar el porcentaje de participación en los cursos de instrucción en los locales del fabricante. Hay que determinar también la opinión de los trabajadores respecto de la instrucción inicial y periódica.

Programa para existencias en depósito

14.5.34 Si se sospecha de una determinada pieza disponible en el comercio, se debe examinar el programa por el cual el explotador recibe, inspecciona e incorpora piezas en su sistema. Se debe examinar la documentación para cerciorarse de que la pieza en cuestión fue "aprobada" y estaba en condiciones de "navegabilidad" cuando se instaló en la aeronave. Hay que poner atención con respecto a elementos que tienen fecha de cura o vulcanización. Se debe verificar que las piezas, especialmente las pequeñas como remaches, tornillos y juntas, se obtuvieron correctamente de un depósito aprobado y no de una fuente no controlada como una caja de herramientas.

Programa sobre daños por objetos extraños (FOD)

14.5.35 Se debe examinar el programa correspondiente a hangares, mantenimiento de línea y último aeropuerto de salida del avión. Hay que determinar si los programas se están ejecutando realmente. Se debe verificar no solamente el programa del explotador sino también el programa del último aeropuerto de salida.

Publicaciones

14.5.36 Se debe recordar que los documentos reales utilizados por los individuos involucrados en el accidente pueden no ser representativos de la versión más reciente. Esto puede atribuirse a varios factores:

a) demoras en la distribución de las revisiones a los usuarios. Los más comunes son impresos, en microficha, microfilm, digitales;

b) revisiones temporarias que pueden fácilmente colocarse en lugares equivocados o no estar disponibles;

c) consejos, sugerencias o boletines de mantenimiento (del fabricante y del explotador) que no se controlan rígidamente;

d) medios de soporte lógico que no se controlan rígidamente;

e) revisiones impresas que pueden enviarse incorrectamente;

f) uso de materiales de copias anteriores que están almacenados en cajas de herramientas personales. Hay que cerciorarse de que esta práctica está prohibida por el explotador; y

g) ubicación de manuales en lugares inconvenientes para los usuarios.

14.5.37 Finalmente, se debe tener conocimiento de notas personales mantenidas individualmente por los técnicos que puedan o no reflejar las prácticas de mantenimiento actuales publicadas, como notas de instrucción o libretas personales. También se debe verificar que las autorizaciones, las revisiones de manuales, boletines de servicio y directrices de aeronavegabilidad están siempre disponibles y que el técnico cuenta con tiempo para revisarlas periódicamente.

14.5.38 El examen debería asegurar que:

a) todas las publicaciones aplicables utilizadas por el personal de mantenimiento están actualizadas a la fecha del accidente;

b) todas las publicaciones aplicables están fácilmente disponibles para los técnicos;

c) se emplearon y aplicaron los manuales y tarjetas de tarea;

d) las instrucciones y las tarjetas de tareas, incluyendo las ilustraciones, son claras y no contienen ambigüedades. Es útil entrevistar a los técnicos para obtener sus opiniones;

e) las ilustraciones y diagramas reflejan la aeronave y la correcta ubicación de las partes instaladas. *Esto es muy importante, dado que con frecuencia la única información de ese tipo disponible para los técnicos es la indicada en los manuales (IPC, etc.) que presentan la orientación de la colocación de las piezas en listas de detalle;*

f) las ilustraciones adviertan sobre posibles ambigüedades al presentar la instalación y la orientación, a efectos de evitar la inducción de mandos;

g) la aplicabilidad a la aeronave es correcta; y

h) las instrucciones reflejan la incorporación de notas de directrices de aeronavegabilidad, instrucciones técnicas y boletines de servicio aplicables a la aeronave accidentada.

Registros de mantenimiento

14.5.39 La tarea de examinar los registros de mantenimiento, incluyendo los transportados en la aeronave y los conservados en estaciones a través de las cuales pasó ésta, se realiza normalmente en la estación del explotador que conserva los registros.

14.5.40 Además de los registros que el explotador está obligado a conservar por reglamento, puede haber otros registros operacionales que podrían brindar información valiosa. El investigador debería determinar si algunos de estos registros son conservados por el explotador aunque no sea obligatorio por reglamento.

14.5.41 La investigación debería examinar todas las tareas del mantenimiento realizadas en la aeronave hasta poco antes del accidente y, al hacerlo, determinar si fueron realizadas en forma adecuada.

14.5.42 Las actividades de mantenimiento ejecutadas y las inspecciones realizadas deberían examinarse durante este proceso. Las inspecciones programadas (como las inspecciones previas al vuelo, las verificaciones de servicio, las inspecciones posteriores al vuelo, verificaciones de fase e inspecciones periódicas, inspecciones condicionales y modificaciones) deberían examinarse para determinar si acciones inadecuadas provocaron o contribuyeron al accidente. Los registros de la aeronave deberían examinarse cuidadosamente para determinar si existe documentación adecuada y precisa de las tareas de mantenimiento. La identificación del personal involucrado en esas tareas debería basarse en los registros de la aeronave así como en entrevistas. Deberían realizarse entrevistas con técnicos, la persona encargada, supervisores y gerentes de taller. Cabe señalar que si varias personas, como un equipo de cambio de motor, participan en una tarea, o si la tarea ocupa más de un turno, los nombres que figuran en los registros solo identifican a algunas de las personas involucradas.

Registros técnicos de la aeronave y diarios de auxiliares de a bordo

14.5.43 Se deben examinar las anotaciones previas en los diarios correspondientes a los últimos 90 días de la aeronave involucrada en el incidente.

14.5.44 Hay que cerciorarse de registrar el identificador de la estación, el número de identificación del mecánico y el código de capítulo ATA para cualquier anotación sospechosa o medida correctiva.

14.5.45 Las anotaciones reiteradas en un registro técnico con respecto a un sistema específico o LRU pueden indicar un problema con la aeronave o con la LRU.

14.5.46 Han ocurrido casos relacionados con aspectos de aeronavegabilidad que se han ingresado en los diarios de los auxiliares de a bordo. El explotador puede no contar con un sistema para examinar el diario del auxiliar de a bordo. La consecuencia es que las discrepancias pueden pasar desapercibidas para la comunidad de mantenimiento y no ser corregidas.

Tarjetas de tarea o de trabajo

14.5.47 Si hay un sistema o componente sospechoso, deberían solicitarse las tarjetas de trabajo de rutina cuyo visto bueno fue firmado durante la última inspección aplicable. Debería examinarse cada casilla de tarea en la tarjeta pertinente para buscar aspectos de la inspección y de las medidas correctivas adoptadas.

14.5.48 Cabe señalar que para las aeronaves de categoría de transporte, habrá probablemente cientos de tarjetas de tareas no regulares correspondientes a la última verificación programada y a la última verificación de nivel “C” o “D”.

Historial de inspecciones condicionales

14.5.49 Debido a que estas inspecciones solo se realizan si la aeronave ha experimentado una condición especial o inusual, es importante buscar los registros correspondientes a la vida de la aeronave buscando pruebas de daños y reparaciones.

Informes de daños a la aeronave

14.5.50 Este podría ser el único lugar que indicará si la aeronave ha sufrido daños, p. ej., choque de un camión de servicio con un pilón de motor mientras la aeronave está estacionada en la puerta. Se debe prestar particular atención a los posibles daños en tierra provocados a la aeronave por el personal de servicio y mantenimiento.

Mantenimiento por contrato antes del vuelo final

14.5.51 Se debe hablar directamente con el supervisor del taller para determinar si se han realizado trabajos. El explotador puede no conocer todavía todas las actividades correspondientes al contrato antes del último vuelo de la aeronave.

Servicio

14.5.52 Se deben examinar los procedimientos de servicio, en particular el abastecimiento del combustible y las medidas de deshielo, realizados antes del último vuelo de la aeronave.

Reparaciones y alteraciones importantes

14.5.53 Se debe examinar la lista de toda la labor correspondiente al certificado de tipo suplementario (STC) que se ha realizado en la aeronave accidentada. En un caso en el cual una aeronave experimentó una pérdida del control en vuelo, el examen de esta lista ayudó a determinar que la aeronave accidentada fue la única en toda la flota del explotador que contaba con la modificación más reciente del inversor de empuje.

Datos sobre el grupo motor

14.5.54 a) Datos de vigilancia del estado de los motores durante los últimos 30 días. Puede haber un programa oficial u oficioso o solamente datos sin seguimiento registrados en el diario de mantenimiento de la aeronave. Si sólo se cuenta con datos brutos, se debe preguntar al explotador si los registros pueden mostrar los datos en formato gráfico.

b) Registro de cambios de motor. Este registro indicará las aeronaves de la flota del explotador en que los motores de la aeronave accidentada estuvieron instalados en el pasado. Si existe un motor cuestionable, se puede examinar este historial de mantenimiento (por código ATA de motor) correspondiente al período en que dicho motor estuvo en otra aeronave.

c) Datos de vigilancia de vibración de motor y célula.

14.5.55 *Lista de equipo mínimo.* Lista de artículos de la MEL que se transportaban en la aeronave accidentada. Determinar a partir de la lista maestra de equipo mínimo la categoría (A, B, C, o D) de los artículos transportados y si había artículos diferidos que pasaban del límite temporal permitido.

Lista de notas de directrices de aeronavegabilidad (AD)

14.5.56 Se deben examinar todas las AD aplicables a la aeronave accidentada. Se debe confirmar la fecha y métodos de cumplimiento. Si se sospecha que hay un problema con un componente o sistema que tiene una AD en contra, se debe examinar una copia de las Instrucciones técnicas escritas por el explotador para ejecutar las partes aplicables de la AD. Para las AD que no tienen o que no han tenido medidas terminales se deben examinar los registros de las medidas repetitivas obligatorias.

14.5.57 La investigación de directrices de aeronavegabilidad no es fácil. El investigador debe estar seguro de examinar los índices de motores, hélices y aparatos de la aeronave, los suplementos publicados y las propias AD. No obstante, algunas AD pueden quedar ocultas con respecto al mejor índice o mecanismo de búsqueda. Por ejemplo, hay una AD sobre aparatos relativa a filtros de aire de papel que se aplica a miles de aeronaves pequeñas. Se puede encontrar fácilmente esta AD ejecutando una búsqueda bajo “filtro de papel”, pero probablemente no se pensaría en hacerlo. No hay sustituto para la experiencia y la intuición cuando se investigan las AD.

14.5.58 Muchas aeronaves grandes se han explotado en diferentes Estados de matrícula. Cuando se investigan las AD, hay que buscar no solo las AD aplicables a la matrícula actual de la aeronave, sino también aquellas que pueden haber sido aplicables bajo matrículas anteriores.

Requisitos de mantenimiento para la certificación (CMR)

14.5.59 Se debe examinar el registro de cumplimiento. Se debe asegurar que los requisitos CMR fueron satisfechos dentro del tiempo previsto. Hay que examinar las tarjetas de tarea o de trabajo relacionadas con los CMR y toda labor no ordinaria que pueda haber surgido de esas verificaciones de CMR.

Informes de dificultades en servicio (SDR)

14.5.60 Se debe revisar todo informe sobre componentes sospechoso. Hay que ser muy específico y afinar la investigación tanto como sea posible. Puede haber miles de informes para un modelo de aeronave específico. Hay que tener en cuenta las limitaciones de los SDR analizadas previamente.

14.5.61 Se debe tener en cuenta que muchos consideran que estos datos son de poco valor debido a que:

a) nunca son virtualmente la primera fuente para identificar problemas de seguridad operacional en aeronaves de transporte;

b) los datos son de baja calidad e incongruentes. Con frecuencia carecen de información fundamental;

c) los requisitos de notificación son demasiado vagos, conduciendo a interpretaciones variadas de lo que debería haberse notificado;

d) los fabricantes de aeronaves proporcionan asesoramiento oral y escrito sobre el servicio en incidentes de mal funcionamiento, problemas de servicio y posibles soluciones que son más oportunas que los datos SDR. Además, la cantidad y variedad de los datos proporcionados a la industria aeronáutica por los fabricantes no sólo corresponden al programa SDR sino que también lo exceden del mismo. Los tipos adicionales de datos proporcionados por los fabricantes comprenden información técnica sobre inspecciones, modificaciones y reparaciones, asesoramiento a clientes sobre sucesos actuales y sugerencias para simplificar la solución de problemas y el mantenimiento; y

e) debe ejercerse cautela en la interpretación de los datos. Estos contienen información no verificada cuya calidad depende enormemente del conocimiento, experiencia y buen juicio del informante. Hay que ser muy específico y afinar la investigación tanto como sea posible. Puede haber miles de informes correspondientes a un modelo de aeronave.

Boletines y cartas de servicio

14.5.62 Se deben buscar títulos que se apliquen a la aeronave accidentada, incluyendo componentes sospechosos.

Registro de cancelaciones y desviaciones

14.5.63 Se deben buscar estos registros para la aeronave accidentada (y todas las otras del mismo modelo) en la flota durante los últimos seis meses. Si es posible, hacer listas de datos separadas para cada base de mantenimiento. Esto puede indicar una tendencia.

Autenticación de piezas

14.5.64 Después de identificar una pieza que posiblemente tenga relevancia para la causa probable del accidente es necesario autenticar su:

a) aeronavegabilidad;

b) instalación correcta; y

c) historial de mantenimiento.

14.5.65 Hay numerosas fuentes de piezas que no satisfacen los requisitos aplicables pero que ingresan al sistema aeronáutico. Con demasiada frecuencia se han atribuido accidentes a piezas inadecuadas o mal instaladas que son la causa principal o la causa contribuyente probable del accidente.

Aeronavegabilidad

14.5.66 El concepto de aeronavegabilidad de un producto aeronáutico es que el producto se ajusta a un diseño aprobado y está en condiciones de funcionar en forma segura. Para que el producto continúe manteniendo la condición de aeronavegabilidad, todas las piezas de reemplazo o modificación instaladas también deben ajustarse al diseño aprobado.

14.5.67 La aeronavegabilidad de un producto aeronáutico que contiene piezas no aprobadas resulta cuestionable debido a que se desconocen el diseño de tipo y la calidad de la pieza en cuestión. La identificación positiva de piezas no aprobadas resulta a menudo difícil, debido a la similitud de las características de las piezas no aprobadas con las de las piezas aprobadas.

14.5.68 Como parte de la determinación de la aeronavegabilidad de una pieza es necesario establecer sus orígenes. El investigador debería estar familiarizado con los programas de piezas no aprobadas sospechosas.

14.5.69 Debe prestarse particular atención para determinar que la pieza no es falsificada.

14.5.70 Cuando se trata de aeronaves más pequeñas de la aviación general la cadena de evidencia física se hace menos detallada. A veces la génesis de la pieza es oscura, en particular con aeronaves que han tenido muchos explotadores o propietarios y diferentes matrículas. Particularmente, cambiar el estado de matrícula desdibuja las reglas de aeronavegabilidad y mantenimiento que podrían aplicarse. Las piezas no aprobadas sospechosas pasan a ser un problema importante.

Piezas no aprobadas

14.5.71 Las piezas corresponden a dos amplias categorías informales: aprobadas y no aprobadas. Colectivamente, estas piezas se conocen como “piezas no aprobadas” y, análogamente “piezas aprobadas” es la expresión para las piezas que satisfacen todos los requisitos aplicables.

14.5.72 El término de uso común “piezas aprobadas” no es sinónimo de “pieza que ha recibido una aprobación reglamentaria oficial”. Las expresiones “piezas aprobadas” y “piezas no aprobadas” como se utilizan aquí no son definiciones jurídicas, sino sencillamente una reflexión sobre la necesidad de contar con un término amplio que identifique las piezas que deberían, o no deberían, instalarse en una aeronave. Las piezas que pueden utilizarse en una aeronave (es decir “piezas aprobadas”) se describen como piezas “aceptables para instalación” o “admisibles para instalación”.

Piezas falsificadas

14.5.73 Las piezas falsificadas son un tipo pernicioso de “piezas no aprobadas”. Son piezas fabricadas o alteradas para que imiten o se asemejen a una “pieza aprobada” sin autorización o derecho y con la intención de engañar o defraudar haciendo pasar la imitación como original o genuina. Pueden ser piezas nuevas deliberadamente mal representadas como diseñadas y producidas en el marco de un sistema aprobado u otro método aceptable aunque no lo han sido.

14.5.74 Las piezas falsificadas también pueden ser piezas usadas que, aunque fueran producidas en el marco de un sistema aprobado, han alcanzado el límite de vida útil de diseño o han sido dañadas más allá de reparaciones posibles con arreglo a las normas aeronáuticas, pero que han sido alteradas y deliberadamente mal presentadas como aceptables, con la intención de engañar o defraudar.

Piezas reparables recuperadas

14.5.75 Es bastante común, cuando una aeronave está fuera de producción y no se dispone de piezas de repuesto, adquirir una pieza en un depósito de chatarra. Esto es particularmente cierto con los repuestos de carácter estructural. Se debe ejercer mucha cautela con respecto a las piezas de vida limitada que hayan sido recuperadas.

14.5.76 Si se piensa que vale la pena recuperar una pieza usada para uso futuro en condiciones controladas, es posible hacerlo. Estas piezas deberían documentarse y controlarse para que no vuelvan a ser puestas en servicio hasta que no satisfagan todos los requisitos de aeronavegabilidad.

14.5.77 Si se considera que no vale la pena conservar una pieza usada, se la califica como desecho o chatarra y debería eliminarse de forma de que no pueda regresar al servicio aeronáutico. No obstante, tanto las piezas recuperables como de desecho a veces se representan erróneamente como que todavía tienen tiempo de vida útil o como que han sido reparadas con arreglo a los reglamentos.

14.5.78 Otros ejemplos de piezas que no son admisibles para uso son las rechazadas durante el proceso de producción debido a defectos, piezas cuya documentación requerida se ha extraviado, piezas que han sido mantenidas en forma inadecuada y piezas de aeronaves militares que no se ha demostrado que cumplen los requisitos normativos civiles. Ninguna de estas piezas debería instalarse en una aeronave.

14.5.79 Las piezas no aprobadas también corresponden a los casos en que un proveedor que produce piezas para un fabricante aprobado las envía directamente a los usuarios finales sin la autorización del fabricante aprobado o una aprobación del fabricante de piezas (PMA) aplicable. Un ejemplo de esto son las piezas de exceso de producción. Debido a que estas piezas no son autorizadas por el titular de aprobación de producción (PAH), no se puede suponer que hayan satisfecho todos los requisitos de los procesos de control de calidad del titular de la aprobación; por consiguiente, esto constituiría una contravención de los reglamentos y no están autorizadas para utilizar en productos aeronáuticos.

14.5.80 Es evidente que el concepto de “pieza no aprobada” tiene un amplio alcance, y abarca cualquier cosa desde piezas que son mantenidas en forma inadecuada hasta las piezas producidas con aprobación reglamentaria pero enviadas sin documentación adecuada y piezas que se han hecho pasar en forma deliberada y delictiva como “piezas aprobadas”.

Prueba de autenticidad o de propiedad previa

14.5.81 En el caso de las unidades reemplazables en el sitio (LRU) la génesis de la pieza puede rastrearse utilizando las etiquetas de aprobación de aeronavegabilidad de la misma, las etiquetas de servicio y las etiquetas de remoción. Estas últimas se fijan normalmente a las LRU removidas e indican la condición de éstas como de navegabilidad, reparables o eliminadas.

14.5.82 Si la aeronave accidentada, sus componentes, motores o hélices fueron importados en un pasado reciente, se debe examinar toda la documentación del proceso de importación y las medidas adoptada para calificar los elementos como que están en servicio. Quizás se deba comunicar con el personal del órgano oficial involucrado que tramitó este proceso y, posiblemente, entrevistarlo. Puede ser necesario comunicarse con la oficina de reglamentación que supervisó las instalaciones de reparación en el extranjero utilizadas por el explotador.

14.5.83 Los procedimientos de identificación y control de piezas se incluyen en el Manual de mantenimiento general (GMM) del explotador.

Agentes de ventas o distribuidores de piezas

14.5.84 Los agentes de venta o distribuidores de piezas no están reglamentados. A menudo, piezas recuperadas de otras aeronaves accidentadas ingresan en esta cadena de suministro.

Préstamo de piezas

14.5.85 El préstamo de piezas es una práctica común. Su uso requiere con frecuencia la aprobación específica del órgano de reglamentación. Se debe determinar que el explotador y quien otorga el préstamo están autorizados para préstamo de piezas. Se deben consultar las especificaciones de funcionamiento de ambos explotadores. El Manual de mantenimiento general de los explotadores incluirá los procedimientos para préstamo de piezas.

Autorización de fabricación de piezas (PMA)

14.5.86 Si la pieza fue producida en el marco de una PMA, se deben determinar los detalles de la misma y su autenticidad.

Certificado de tipo suplementario (STC)

14.5.87 Se deben determinar los detalles del STC incluyendo su autenticidad. Hay que incluir también la prueba de que la aeronave que protagonizó el incidente es parte del STC y de que dicho documento es válido en el Estado de matrícula de la aeronave en cuestión.

Fabricante de equipo original (OEM)

14.5.88 Se debe demostrar que la pieza fue instalada en el momento de fabricación de la aeronave; esto puede hacerse a partir de los registros de entrega y de aprovisionamiento de la misma.

14.5.89 En el transcurso del tiempo, puede obtenerse información de los registros del departamento de existencias en depósito del explotador como órdenes de compra o registro de inspección de recepción.

14.5.90 Cuando la aeronave involucrada está fuera de producción, las OEM constituyen una fuente frecuente de “repuestos” estructurales. A menudo estas piezas estructurales se extraen de aeronaves retiradas y se venden en su estado presente. Se pide al comprador que demuestre la aeronavegabilidad de dichas piezas recuperadas.

Piezas fabricadas internamente

14.5.91 Las piezas que no son oficialmente aprobadas por órganos de reglamentación y que resultan aceptables si se utilizan en una aplicación adecuada son piezas “fabricadas” por el personal de mantenimiento en el curso de su labor de reparación con la finalidad de volver a poner en servicio determinado producto (aeronave, motor o hélice). Se exige que tales piezas satisfagan criterios de diseño aplicables. Los ejemplos comprenden partes de láminas metálicas, tuberías, cables, etc.

Elementos resultantes del cumplimiento de una nota AD

14.5.92 Un boletín de servicio adjunto a la AD normalmente pedirá un conjunto de piezas o la fabricación local de un elemento.

Piezas y componentes estándar

14.5.93 Se debe determinar si las piezas de fijación son correctas. Con frecuencia, en forma consciente o inconsciente, se utilizan piezas y componentes como tuercas, tornillos y otras piezas de ajuste que no cumplen las normas aeronáuticas.

14.5.94 Los fabricantes de productos como células y motores especifican frecuentemente que resulta aceptable utilizar “piezas estándar”, como tuercas y tornillos para la producción y mantenimiento de dichos productos. La elaboración de piezas estándar no es vigilada específicamente por los órganos de reglamentación, pero debe ajustarse a criterios especificados y aceptados por la industria. Las piezas estándar pueden ensayarse para verificar su cumplimiento y pueden utilizarse en productos aeronáuticos solo cuando se especifique en el diseño de tipo.

14.5.95 Lo dicho significa que deben contar con una especificación internacional aceptable o establecida en la industria que contenga criterios de performance, criterios de ensayo y aceptación y requisitos de identificación uniformes. La especificación debe incluir también toda la información necesaria para producir la pieza y publicarse de modo que cualquier parte pueda fabricar la pieza en cuestión. Una lista incompleta de ejemplos comprende las normas nacionales aeroespaciales – National Aerospace Standards (NAS) de EUA, las Normas aeronáuticas de ejército-marina – Army-Navy Aeronautical Standard (AN) y las Normas de la Sociedad de ingenieros de automoción (SAE).

Arrendamiento

14.5.96 Con cada vez con mayor frecuencia muchas LRU y elementos certificados de tipo se arriendan a los explotadores. El arrendamiento puede comprender un apoyo de mantenimiento completo proporcionado por el arrendatario.

Explotador anterior

14.5.97 Los propietarios o explotadores anteriores pueden haber transferido sus inventarios de piezas y repuestos al nuevo propietario o explotador. Con la transferencia a un nuevo certificado de explotación puede haber cambiado el Estado de matrícula. Se debe indagar si las piezas transferidas satisfacen los requisitos de aeronavegabilidad del nuevo Estado de matrícula.

Instalación correcta

14.5.98 Otro elemento que contribuye en casos de accidente es, con demasiada frecuencia, la instalación incorrecta de la pieza. Se debe determinar si la pieza sospechosa fue instalada correctamente en la aeronave del incidente y si la orientación de la pieza era correcta.

Historial de las piezas

14.5.99 Puede haber diversas configuraciones de la pieza o parte que son efectivas en aeronaves o dependencias específicas una vez que se ha cumplido previamente con lo previsto en los boletines de servicio del fabricante. Se debe determinar si el soporte lógico instalado es correcto para la pieza y para la aeronave. Si la pieza en cuestión no estaba en la instalación original se debe indicar el motivo por el cual se instaló en la aeronave del incidente.

a) ¿Cuál es el tiempo medio entre desmontajes no programados (MTBUR) para la pieza?

b) ¿Cuál es la experiencia en la flota con la pieza sospechosa?

c) ¿Cuál es el modo de falla característico?

d) ¿Cuáles son los procesos de mantenimiento de la pieza?

e) ¿Mantenimiento preventivo con tiempo límite, según el estado, con supervisión de estado?

f) ¿Está limitada la vida de la pieza?

g) ¿Han aumentado los límites de tiempo o ciclo en el programa de mantenimiento del explotador? ¿Está autorizado el explotador para dicho aumento?

14.6 INVESTIGACIÓN DE AERONAVES DE LA AVIACIÓN GENERAL

Generalidades

14.6.1 El espectro de las operaciones y equipos de la aviación general es muy amplio. Los tipos de vehículos comprenden ultraligeros, productos con certificación de tipo incluyendo aviones de ala fija de turbina de gas o de motor de émbolo, planeadores y aerostatos. Entre ellos hay vehículos experimentales como los de fabricación casera o vehículos militares restaurados. Pueden variar desde pequeños monomotores experimentales a grandes aeronaves de la categoría de transporte.

14.6.2 La explotación de estas aeronaves es efectuada por aficionados, otros individuos, entidades empresariales que no son transportistas, flotas para personas muy importantes y organizaciones de propiedad compartida.

14.6.3 La aviación general es reglamentada en forma menos rigurosa que los transportistas aéreos.

Investigación de accidentes de la aviación general

14.6.4 Con frecuencia, los accidentes de la aviación general no se investigan por equipos. Toda la investigación puede involucrar a un solo individuo, con acceso a especialistas si corresponde.

14.6.5 A veces estos accidentes son investigados por el órgano técnico de reglamentación del país del suceso y no por un órgano gubernamental independiente cuya única función sea la investigación de accidentes. Las investigaciones por parte de estos órganos externos se limitan a la recolección de datos, hechos y otras pruebas físicas. Al final de la fase de investigación este material se enviará al órgano de control de la investigación para su análisis, determinación de la causa probable y publicación del informe final del accidente.

Programas de mantenimiento de la aviación general

14.6.6 El mantenimiento de aeronaves pequeñas se caracteriza por sus procesos preventivos con tiempo límite mientras que en la mayoría de los transportistas aéreos el mantenimiento se concentra en la fiabilidad.

14.6.7 Las reparaciones y alteraciones menores pueden realizarse en una estación de reparación o por un individuo adecuadamente certificado. La labor realizada se ingresa normalmente en el registro de la aeronave. Si se hace en una estación de reparación habrá un registro de la labor en la propia estación además del de la aeronave.

14.6.8 Las reparaciones mayores y menores involucrarán también una anotación en el registro como informe formal presentado a la autoridad técnica reglamentaria responsable.

14.6.9 Los registros de aeronave, motores y masa y centraje pueden presentarse como únicos registros de mantenimiento. Con frecuencia se llevan a bordo de la aeronave, lo que constituye una práctica deficiente. No obstante, es común que el explotador de la aeronave anote todo mantenimiento realizado fuera de la base central y envíe por correo un registro a la base principal.

Aeronaves de fabricación casera

14.6.10 En muchos Estados, la construcción y mantenimiento de aeronaves caseras proporciona una mayor capacidad del propietario o explotador para realizar mantenimiento ordinario. A veces, la certificación de la aeronave como “experimental” permite un mayor acceso del propietario o explotador al mantenimiento en sí. Los investigadores deberían determinar si el propietario o explotador de estas aeronaves no excedió el mantenimiento autorizado por la autoridad de certificación del Estado.

Metodología de investigación

14.6.11 En el caso de aeronaves pequeñas, se aplica la misma metodología que para accidentes de transportistas aéreos.

Publicaciones

14.6.12 Las publicaciones y los registros de mantenimiento abarcan menos información. Por ejemplo, la información sobre operaciones de vuelo, limitaciones de las aeronaves, actuación, peso y equilibrio figura en un solo documento denominado manual de vuelo. Normalmente habrá un manual de mantenimiento (instrucciones para mantenimiento de la aeronavegabilidad donde figurarán instrucciones para las limitaciones de tiempo de mantenimiento) y un documento con ilustraciones de las piezas.

14.6.13 Algunas aeronaves pueden presentar pocos o ningún dato técnico actualizado disponible. Entre los ejemplos típicos están las aeronaves experimentales construidas por aficionados y las aeronaves militares restauradas. La aeronave puede estar fuera de producción y el titular del certificado de tipo actual no ha tratado de hacer el seguimiento de la aeronave en esa categoría tipo. Una fuente de datos es comunicarse con el titular del certificado de tipo actual, consultar archivos de museo y del fabricante original y grupos de restauración.

Registros de mantenimiento

14.6.14 En accidentes de la aviación general en los cuales se habían realizado modificaciones extensas de la aeronave, el proceso de investigación se amplía. Esta ampliación comprenderá datos de modificaciones y de ingeniería relativos a los certificados del tipo suplementario (STC) y sobre reparaciones y alteraciones importantes.

14.6.15 Habrá accidentes en los cuales se dispondrá de pocos registros de mantenimiento de la aeronave involucrada. Con bastante frecuencia todos los registros de la aeronave se llevan a bordo de la misma y pueden resultar destruidos. Esto hace que la tarea del investigador sea más difícil. No obstante, puede obtenerse una buena cantidad de información a través de cuidadosas entrevistas con el personal de mantenimiento y la tripulación de vuelo con respecto a los trabajos recientemente realizados en la aeronave y otros aspectos incluidos en la investigación de mantenimiento normal.

14.6.16 Los registros de mantenimiento se mantienen por lo general en libros o diarios separados. Las bitácoras de aeronaves (células, motores, hélices) comprenderán tiempos y ciclos totales. Los registros de inspecciones pueden mantenerse en un lugar diferente.

14.7 FACTORES HUMANOS EN EL MANTENIMIENTO

Generalidades

14.7.1 La parte de factores humanos en la investigación de mantenimiento debería llevarse a cabo en la misma forma que para los miembros de la tripulación de vuelo involucrados en el accidente. Los hábitos en el estilo de vida y las condiciones laborales pueden contribuir a situaciones que conducen a un accidente. Aspectos como las horas de trabajo, las políticas de rotación de turnos, el número de jornadas laborales continuas antes del accidente, etc., deberían examinarse para determinar si contribuyeron o no al accidente o si fueron causa del mismo. Las presiones de trabajo sobre los recursos limitados deberían examinarse en la misma forma.

14.7.2 Se deben evaluar las condiciones laborales para el personal de mantenimiento en línea y en hangar (turnos diurnos y nocturnos). Se debe examinar la iluminación, temperatura, ventilación, sequedad, ruido, peligros (p. ej., plataformas de trabajo débiles o inestables), tamaño y amplitud del área de trabajo, recolección y eliminación de desechos peligrosos. Hay que examinar la coherencia del turno asignado, la cantidad de horas extraordinarias y si los períodos de descanso son adecuados. Se deberían realizar entrevistas con los trabajadores para obtener sus opiniones sobre las relaciones con los supervisores, la administración, la empresa matriz y los sindicatos.

14.7.3 Se deben obtener las opiniones de los trabajadores sobre la claridad de los manuales, tarjetas de tareas o de trabajo e instrucciones orales, especialmente las relacionadas con la labor realizada inmediatamente antes del accidente.

14.7.4 El investigador debe considerar detalladamente los factores siguientes:

a) Los principios del error humano:

   1) fisiología;

   2) bienestar físico de los individuos;

   3) procesos de comunicación aplicados;

   4) conciencia de la situación; y

   5) las personalidades de todas las partes involucradas en el incidente.

b) Plantilla:

   1) ciclos de turnos;

   2) períodos de descanso previstos y utilizados;

   3) duración de los turnos diurnos y nocturnos; y

   4) tareas adicionales impuestas al explotador.

c) Entorno:

1) operacional; y

2) doméstico.

d) Equipo e instalaciones:

1) adecuado para la finalidad;

2) historial del servicio; y

3) mantenimiento.

e) Aspectos de administración:

1) cultura de la organización;

2) relaciones entre la administración y el sindicato de trabajadores;

3) programa de instrucción;

4) programas y conciencia de seguridad operacional;

5) apoyo visible; y

6) procesos de intercambio de información operacional; y

f) Normas y procedimientos:

1) procedimientos operacionales normalizados documentados y disponibles para todos los individuos.

— — — — — — — —

Apéndice del Capítulo 14

Hojas de datos de mantenimiento (Resumen)

INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE					
GENERALIDADES					
Propietario registrado			**Explotador registrado**		
NOMBRE			NOMBRE		
C/O			C/O		
DIRECCIÓN			DIRECCIÓN		
CIUDAD	PROVINCIA	ESTADO/PAÍS	CIUDAD	PROVINCIA	ESTADO/PAÍS
CERTIFICACIONES					
NÚMERO DE CERTIFICADO			CERTIFICADO OPERACIONES		
NÚMERO DE ESTACIÓN DE REPARACIÓN			HABILITACIONES Y LIMITACIONES		
APROBACIÓN PARA ETOPS			APROBACIÓN DE MEL		
APROBACIÓN DE MÍNIMOS MÁS BAJOS					
DATOS DE MANTENIMIENTO					
RESUMEN DE NOTAS AD					
NÚMERO	TÍTULO		FECHA/VENCIMIENTO	CUMPLIMIENTO DE FECHA	

Datos sobre la aeronave (hoja 1 de 4)

INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE ***REGISTRO DE CERTIFICADO DE TIPO SUPLEMENTARIO (STC)***	
NÚMERO	TÍTULO
TITULAR	
DIRECCIÓN	
DESCRIPCIÓN	
NÚMERO	TÍTULO
TITULAR	
DIRECCIÓN	
DESCRIPCIÓN	
NÚMERO	TÍTULO
TITULAR	
DIRECCIÓN	
DESCRIPCIÓN	
NÚMERO	TÍTULO
TITULAR	
DIRECCIÓN	
DESCRIPCIÓN	
NÚMERO	TÍTULO
TITULAR	
DIRECCIÓN	
DESCRIPCIÓN	

Datos sobre la aeronave (hoja 2 de 4)

INFORMACIÓN SOBRE EL GRUPO MOTOR						
POSICIÓN	MODELO	FABRICANTE	NÚMERO DE SERIE	NÚMERO DE TCDS	TIEMPO TOTAL	CICLOS

RESUMEN DE NOTAS AD SOBRE EL GRUPO MOTOR			
NÚMERO	TÍTULO	FECHA DE VENCIMIENTO	FECHA DE CUMPLIMIENTO

REGISTRO DE CERTIFICADO DE TIPO SUPLEMENTARIO (STC)	
NÚMERO	TÍTULO
TITULAR	
DIRECCIÓN	
DESCRIPCIÓN	
NÚMERO	TÍTULO
TITULAR	
DIRECCIÓN	
DESCRIPCIÓN	
NÚMERO	TÍTULO
TITULAR	
DIRECCIÓN	
DESCRIPCIÓN	

Datos sobre la aeronave (hoja 3 de 4)

INFORMACIÓN SOBRE EL GRUPO MOTOR						
POSICIÓN	MODELO	FABRICANTE	NÚMERO DE SERIE	NÚMERO DE TCDS	TIEMPO TOTAL	CICLOS

RESUMEN DE NOTAS AD SOBRE EL GRUPO MOTOR			
NÚMERO	TÍTULO	FECHA VENCIMIENTO	FECHA DE CUMPLIMIENTO

REGISTRO DE CERTIFICADO DE TIPO SUPLEMENTARIO (STC)	
NÚMERO	TÍTULO
TITULAR	
DIRECCIÓN	
DESCRIPCIÓN	
NÚMERO	TÍTULO
TITULAR	
DIRECCIÓN	
DESCRIPCIÓN	
NÚMERO	TÍTULO
TITULAR	
DIRECCIÓN	
DESCRIPCIÓN	

Datos sobre la aeronave (hoja 4 de 4)

Capítulo 15

INVESTIGACIÓN DE HELICÓPTEROS

La mayoría de los puntos de investigación analizados en los capítulos anteriores de este manual se aplican por igual a las investigaciones de aeronaves de ala fija y a los helicópteros y no se repetirán en este capítulo. Aquí se tratarán los aspectos adicionales que son específicos de la investigación de accidentes de helicóptero y, por consiguiente, este capítulo debe leerse conjuntamente con la información sobre investigaciones que figura en el resto del manual.

15.1 GENERALIDADES

15.1.1 Para los fines de presentar los componentes técnicos específicos de los helicópteros y el entorno en el cual funcionan, las descripciones de este capítulo se basan en un helicóptero con un único rotor principal que gira en sentido antihorario cuando se le ve desde arriba. Cuando corresponda, se hace referencia a rotores principales que giran en sentido horario.

15.1.2 Los procesos y requisitos de certificación de giroaviones continúan evolucionando a medida que los helicópteros lo hacen. El investigador debe comprender las normas aplicables que existían cuando el helicóptero fue certificado.

15.1.3 Por lo general, los términos utilizados por los órganos de reglamentación, autoridades de certificación, fabricantes, explotadores y personal de mantenimiento no están normalizados. Con fines de claridad, en este capítulo se utilizan términos de uso amplio en la industria o empleados por las autoridades de certificación.

15.2 PECULIARIDADES DEL MODELO

15.2.1 En la etapa conceptual de la vida de un helicóptero, se adopta la decisión de desarrollar y producir un helicóptero diseñado para satisfacer determinados requisitos operacionales de performance y de misión. La etapa de diseño preliminar constituye un proceso iterativo de dimensionar el helicóptero, el rotor y el grupo motor con respecto al peso bruto proyectado. Para un peso bruto determinado, la carga del disco determina el radio del rotor y la velocidad de descenso en autorrotación. La velocidad de rotación del rotor queda determinada por los aspectos aerodinámicos de la punta de pala de éste. Una baja velocidad de punta de pala significa un mayor ángulo de ataque en la pala que retrocede mientras que una alta velocidad de punta de pala crea números de Mach elevados en la pala que avanza. Normalmente, en el proceso de diseño se selecciona el área de pala más pequeña que mantiene un margen de pérdida adecuado. El tamaño del fuselaje o del rotor principal no siempre indica una característica importante – la inercia del rotor. Los sistemas de baja inercia normalmente pierden o ganan revoluciones de rotor fácil y rápidamente durante el vuelo. Los sistemas de alta inercia pierden y ganan revoluciones de rotor en una forma relativamente lenta. Un helicóptero típico tiene un rotor antipar que produce empuje para contrarrestar el par de fuerzas (torque) principal e impedir que el helicóptero gire sobre su eje vertical en el sentido opuesto al de rotación del rotor principal. En última instancia, la decisión de producir un helicóptero es un compromiso entre muchos parámetros aerodinámicos, mecánicos, estructurales, operacionales y económicos.

15.2.2 El investigador no debería formular hipótesis sobre el helicóptero particular que se está investigando. Se debe conocer la forma en que los mandos funcionan en el helicóptero involucrado en el accidente. Por ejemplo, en algunos helicópteros tal como han sido fabricados y en algunas operaciones, el piloto al mando se sienta a la izquierda. En algunos casos, el mando de gases del motor en el colectivo gira en sentido horario para aumentar las revoluciones del motor. El investigador debe clasificar esas peculiaridades antes de proceder con el examen del sistema de mando. También debe conocer el sentido de rotación del rotor principal y del rotor de cola; el sentido de rotación de todos los ejes de transmisión externos al motor y a la caja de engranajes y, en el caso de helicópteros con más de un motor, la forma en que se combina la potencia de éstos. Algunos giroaviones tienen registradores de vibración de componentes dinámicos para ayudar en el análisis del mantenimiento. Estos registros pueden indicar posible fatiga o falla de componentes dinámicos.

15.2.3 Los helicópteros de la Categoría A se diseñan y construyen según normas más elevadas que los de la Categoría B. Por ejemplo, en caso de fuego en el motor, los helicópteros de Categoría A deben ser controlables y continuar volando durante 15 minutos después de declarado el fuego mientras que los de la Categoría B deben ser controlables por solo 5 minutos.

15.2.4 Como buena regla general, todo dispositivo aerodinámico añadido al extremo posterior de un helicóptero lo ha sido para resolver una deficiencia aerodinámica o mecánica.

15.3 INVESTIGACIONES TÉCNICAS

15.3.1 Los principales elementos estructurales del helicóptero sometidos a cargas y tensiones reiteradas deben inspeccionarse para determinar su integridad. Estos son las palas del rotor y los dispositivos de fijación; las cabezas del rotor incluyendo los cubos, articulaciones y amortiguadores del rotor principal; componentes del sistema de mando como las varillas de control, la estructura del servo y las placas oscilantes; la estructura de soporte del rotor; el fuselaje para incluir estabilizadores y superficies auxiliares y el tren de aterrizaje principal, fijo o replegable, y su estructura de fijación al fuselaje.

Célula

Fuselaje

15.3.2 Daños en el fuselaje y huellas en el terreno pueden sugerir la actitud de la aeronave en el impacto y las magnitudes relativas de las velocidades horizontal y vertical al estrellarse el aparato. Indicaciones de la rotación de guiñada en el impacto pueden sugerir una posible falla del rotor de cola. Hay que observar la línea de aplastamiento del fuselaje y si éste es de metal o de material compuesto o de una combinación de ambos. Hay que determinar si el giroavión proporcionaba “volumen habitable” en el sentido de capacidad de la célula de conservar una estructura de protección alrededor de los ocupantes. Como guía aproximada, la estructura metálica rebota en alrededor del 50% después del impacto. Hay que tomar nota de esto en relación con el espacio de supervivencia de los ocupantes. Muchos modelos de helicópteros están equipados con asientos especialmente diseñados para absorber energía. Hay que observar la dirección y el grado de deformación de los asientos y la capacidad de absorción de energía del modelo de los mismos. La deformación de la estructura del asiento puede hacer que los absorbedores de energía reciban cargas no previstas o causar excesiva fricción en las guías entre el asiento y el armazón para bloquear los absorbedores de energía en el lugar. En varios accidentes se informó que las abrazaderas instaladas para sostener los cables del equipo de comunicación bloquearon las características de absorción de energía de los asientos.

Golpe del rotor

15.3.3 Se debe buscar cualquier daño que pueda indicar que el rotor golpeó el fuselaje. Un golpe de rotor en el fuselaje durante el vuelo generalmente sugiere que el contacto se debió a golpes del mástil, pérdida de rotor o excesivo batimiento de éste debido a la manipulación de los mandos con revoluciones de rotor demasiado bajas o la ejecución de una maniobra con fuerza “g” reducida. En el caso de una rotura durante el vuelo, la pérdida de incluso una parte relativamente pequeña de una pala puede provocar vibraciones graves que hacen que la aeronave comience a desarmarse en el aire. Hay que observar si las puertas de la cabina fueron removidas o abiertas para el vuelo o pudieron haberse abierto por vibraciones durante éste. Esto podría aumentar la probabilidad de que el contenido de la cabina cayera y golpeara el rotor trasero. Además, se debe examinar la posibilidad de que se hayan soltado o aflojado paneles y el capó, lo que puede haber iniciado la secuencia del accidente.

Tubo de cola

15.3.4 Se debe determinar si el tubo de cola se ha separado. Hay que observar la ubicación de deformaciones y desgarrones y distinguir si el tubo de cola se desprendió principalmente en flexión o en torsión. Se debe observar toda prueba física de que el rotor principal haya golpeado el tubo de cola. Hay que examinar el interior del tubo de cola para ver si hay marcas de frotamiento posiblemente causadas por el eje de transmisión del rotor de cola. Hay que examinar los acoplamientos y cojinetes del eje de transmisión del rotor de cola buscando deformación por rotación o fatiga.

Estabilizador

15.3.5 La mayoría de los helicópteros cuentan con un estabilizador horizontal montado en el tubo de cola y algunos tienen un estabilizador montado en el empenaje vertical o plano de deriva. En algunos casos el estabilizador es fijo y en otros está conectado a los mandos de vuelo y se controla mediante el cíclico o el colectivo mientras que en otros se controlan automáticamente por sensores de velocidad en el sistema de mando automático de vuelo (AFCS). La carga aerodinámica sobre el tubo de cola provocada por el estabilizador horizontal aumenta con la velocidad aerodinámica hacia adelante. No es raro ver diferentes ángulos de incidencia (reglaje) sobre los estabilizadores debido a la diferencia en los patrones de flujo de aire a los lados del tubo de cola. Si el estabilizador se desconecta a una velocidad elevada hacia adelante, la carga aerodinámica se aligera inmediatamente. El resultante cabeceo morro abajo del helicóptero, junto con el ingreso instintivo del cíclico posterior por el piloto, pueden proporcionar inclinación suficiente al rotor principal de modo que voltee el tubo de cola. Algunas veces, se encuentra al propio estabilizador horizontal cortado transversalmente por un golpe de pala del rotor principal. Se debe determinar el estado y la posición del estabilizador y de sus mandos.

Accesorios fungibles

15.3.6 Los accesorios fungibles montados en la parte exterior del fuselaje y en el tren de aterrizaje, como cámaras, parlantes y reflectores, deberían montarse en soportes y dispositivos frangibles para que su masa no cause daños inaceptables en la estructura del giroavión ni penetre en las zonas ocupadas o en los tanques de combustible.

Cargas externas

15.3.7 Una carga externa se lleva normalmente en un gancho de carga emplazado cerca del centro de gravedad (longitudinal, lateral y vertical). Se deben buscar evidencias físicas de que la carga o la eslinga ha hecho contacto con la aeronave. Hay que indicar si la aeronave estaba equipada con un dispositivo de izamiento o montacargas en la parte superior de la puerta o en la panza. Hay que examinar los elementos para cerciorarse de que el sistema de suelta de la carga externa estaba en funcionamiento y si fue utilizado. Quizá se determine que se estaba transportando una carga amarrada al fuselaje o a los patines.

Tren de aterrizaje

15.3.8 La mayor parte de la carga es transportada en el tubo trasversal posterior de un helicóptero equipado con patines. Análogamente, el tren posterior de un helicóptero con ruedas transporta la mayor parte de la carga. Si la aeronave está equipada con patines, hay que indicar el tipo de patín. Algunos helicópteros pueden equiparse con patines más altos (lo que a su vez significa un centro de gravedad vertical más elevado), para ayudar a evitar golpes del rotor de cola contra el suelo, ayudar a montar equipo externo o facilitar la entrada de pasajeros o carga. Algunos tipos de patines están equipados con amortiguadores de modo que los choques o saltos al tomar contacto no se transmiten al sistema del rotor principal. Debe observarse si hay deformación de patines. Los patines están diseñados para abrirse hacia afuera a efectos de absorber energía. El terreno blando o los obstáculos pueden impedir que los patines se abran. Si la aeronave está equipada con un tren de aterrizaje con ruedas, hay que recordar que los neumáticos sub o sobre inflados y los amortiguadores oleoneumáticos pueden contribuir a la resonancia de suelo. La tendencia de traslación del helicóptero tiene mayores consecuencias en un helicóptero con ruedas dado que una rueda tocará el suelo primero; por consiguiente, los trenes de aterrizaje con ruedas deberían bloquearse antes del despegue o aterrizaje. Hay que notar la presencia y estado de los accesorios del tren de aterrizaje como las ruedas para manejo en tierra, esquíes, cojines para tundra o flotadores de emergencia. Estos accesorios pueden haber contribuido al accidente si se habían enganchado en el terreno o aflojado durante el vuelo. Si hubo un amerizaje, debe observarse la eficacia de los flotadores de emergencia.

Varios

15.3.9 Hay que buscar superficies repintadas, modificadas, pernos de articulaciones sueltos, contrapesos sueltos y varillas de empuje-tire gastadas que puedan haber causado aleteo y vibraciones excesivas. Hay que examinar los registros de reparaciones de mantenimiento para establecer si había daños o modificaciones.

Cortacables

15.3.10 Si hubo un choque con cables, se debe determinar si el helicóptero estaba equipado con cortacables y si fueron eficaces.

Sistema de rotor principal

15.3.11 Los sistemas de rotor principal se clasifican según la forma en que se mueven las palas del rotor con respecto al cubo del mismo. Las tres clasificaciones básicas son plenamente articulado, semi rígido o rígido. Algunos sistemas de rotor emplean una combinación de los tres tipos. El rotor principal está conectado con el mástil. Las cabezas del rotor están diseñadas para satisfacer determinadas reducciones de peso, aspectos de complejidad y requisitos de misión, como las palas con batimiento. Las diferentes cabezas de rotor también pueden clasificarse por el sistema de lubricación empleado. Las cabezas de rotor originales necesitaban grasa para la lubricación de superficies de rodamiento, lo que requería mantenimiento frecuente para asegurar una lubricación apropiada. La mejora siguiente comprendió un sistema de aceite en la cabeza que permite que los cojinetes estén encerrados en aceite y necesiten menos mantenimiento. Las cabezas se clasifican ahora como cabezas húmedas o secas según los requisitos de lubricación. Las cabezas de rotor están construidas normalmente de aleación de acero y aluminio. Muchas partes tienen vida útil limitada debido a las tensiones impuestas en los componentes de la cabeza. Algunos rotores incorporan un cubo flexible que permite que las palas se flexionen sin necesidad de cojinetes o bisagras. Estos sistemas, denominados “flextures”, se construyen normalmente de materiales compuestos. También pueden utilizarse cojinetes elastoméricos en lugar de los cojinetes de rodamiento convencionales. Los cojinetes elastoméricos se construyen con un material de tipo caucho y tienen un movimiento limitado que se adecua a las aplicaciones de helicóptero. Los flextures y los cojinetes elastoméricos no requieren lubricación y, por consiguiente, exigen menos mantenimiento.

También absorben las vibraciones, lo que significa menos fatiga y mayor vida de servicio para los componentes del helicóptero. Una característica de los componentes elastoméricos del conjunto del rotor es que son sensibles a los cambios de temperatura. Los sistemas de rotor como el Starfex de Eurocopter, serie Sikorsky S-70 o los de rotor flexible de Bell, utilizan materiales compuestos y cojinetes elastoméricos para reducir la complejidad y el mantenimiento y con ello aumentar la fiabilidad.

Nomenclatura de las palas

15.3.12 Con frecuencia, los fabricantes identifican las palas y sus fijaciones o anclajes correspondientes por color. Por ejemplo, la pala azul se identifica con una cinta azul al igual que sus correspondientes varillas de cambio de paso, amortiguadores, anillos de cubo, etc. Esta convención facilita la reconstrucción después de un accidente.

Daños a las palas

15.3.13 Hay que determinar el sentido de rotación de las palas del rotor principal. La estructura de las palas del rotor debe tener suficiente resistencia como para soportar no solo las cargas aerodinámicas generadas en la superficie de la pala sino también las cargas inerciales debidas a efectos centrífugos, de Coriolis, giroscópicos y vibratorios producidos por el movimiento de la pala. Se deben reconstruir las palas y documentar el daño. Hay que señalar los lugares de falla y señales de pintura o metal saltados que sugieren que la pala puede haber golpeado algo. Si las palas están todavía conectadas al cubo y la mayor parte del daño que han sufrido es en dirección vertical, ello puede sugerir que el rotor principal funcionaba a bajas revoluciones en el momento del impacto. Si las palas están fragmentadas y las fracturas indican fallas en el sentido de rotación, las palas pueden haber fallado a altas velocidades del rotor. Hay que buscar daños al terreno que puedan sugerir que las palas estaban girando a altas revoluciones del motor. A veces, el cubo del rotor continúa girando lo que permite a las palas golpear contra el terreno una a una y pueden encontrarse esencialmente apiladas. Las palas del rotor principal que golpean contra el agua pueden doblarse hacia arriba hasta el ángulo en que golpearon ese elemento. Hay que examinar la conexión entre las palas y el cubo así como el varillaje en conexiones de arrastre. Si las palas estaban impulsadas por la transmisión, puede haber daño considerable en el plano de arrastre, provocado por el hecho de que la transmisión continúo forzando el giro de las palas aún después de que estas hayan golpeado contra el suelo. La pala opuesta durante un golpe de pala puede exhibir daños en su varillaje o biela de arrastre. En caso de autorrotación, la fuerza impulsora de las palas proviene de las propias palas, no del cubo, de modo que el daño en la unión de pala y cubo será diferente. En general, en condiciones de autorrotación, las piezas de la pala se encuentran cerca de los restos principales del accidente. Si se encuentra una pala a alguna distancia de los demás restos, esto puede sugerir una rotura en vuelo. El aspecto irregular de una fractura de pala es típico de un daño por choque. Una fractura lisa y una pala encontrada a cierta distancia podrían sugerir una falla previa al impacto. La pérdida de parte de una pala durante el vuelo puede provocar vibraciones tan fuertes que podrían causar la rotura de la aeronave en vuelo. La pérdida de una pala del rotor principal resulta en un recorrido totalmente impredecible por desequilibrio de las palas restantes. Es probable que el desequilibrio dinámico del sistema de rotor resulte en un batimiento divergente de las palas restantes. La pérdida de una pala en un accidente que involucró un rotor de palas múltiples resultó en una parada completa de las palas restantes, y en un vuelo invertido del aparato debido al momento de masa de la transmisión. La pérdida de una pala en un sistema de dos palas puede resultar en la pérdida del conjunto de transmisión. Algunos modelos de helicópteros presurizan el interior de la vigas de las palas con gases inertes para advertir sobre grietas. Se debe observar si esta característica existía y si había sido inspeccionada antes del vuelo.

Accesorios de las palas

15.3.14 Se debe determinar si este modelo de aeronave tiene aletas de compensación en las palas. De ser así, hay que observar si todas están presentes y la forma en que han fallado. Hay que contabilizar todos los contrapesos en las palas. También puede haber una placa metálica final en la punta de la pala que puede tener una argolla de amarre o un dispositivo de ajuste y equilibrio de la pala. Se deben examinar los daños para ver si alguno de estos elementos se desprendió antes del accidente. También puede haber una tira o cinta antiabrasión en el borde de ataque de la pala.

El resultado de la falla o desprendimiento de la tira antiabrasión durante el vuelo puede provocar fuertes vibraciones.

Cabeza del rotor

15.3.15 Los mandos de vuelo del rotor principal están normalmente conectados al eje de transmisión de éste mediante conjuntos de ranuras o estrías. También hay que determinar si hay daños a las placas oscilantes, varillas de cambio de paso, articulaciones de palas, amortiguadores y cojinetes o sus equivalentes en material compuesto. Hay que examinar si hay signos de daños por fatiga preexistentes. También se debe examinar la barra del estabilizador, si está instalada. Hay que buscar daños a cualquier tope que pueda sugerir un movimiento de palas extremo en una dirección particular. Algunos helicópteros tienen almohadillas de control adosadas a la cabeza del rotor, lo que habrá de examinarse.

Conjunto de placa oscilante

15.3.16 La finalidad de la placa oscilante es transmitir las entradas de los mandos del colectivo y del cíclico a las palas del rotor principal. Está integrada por dos partes principales: la placa de control estacionaria y la placa de control giratoria. Esta última está conectada a los cuernos de cambio de paso mediante las varillas de cambio de paso.

Sistema de rotor de cola

15.3.17 El sistema impulsor del rotor de cola consiste en un árbol de transmisión de rotor de cola alimentado por la transmisión principal y una transmisión del rotor de cola montada en el extremo del tubo o botalón de cola. El árbol de transmisión puede consistir en un largo eje o en una serie de ejes más cortos conectados en ambos extremos mediante acoplamientos flexibles para permitir que el árbol de transmisión se flexione con el tubo de cola o, en helicópteros pequeños, puede tener una correa de transmisión. La transmisión del rotor de cola proporciona un impulso de ángulo recto al rotor de cola y también puede incluir conexión por engranajes para ajustar el resultado a un valor óptimo de revoluciones en el rotor de cola. La estructura de conexión debe diseñarse de modo que pueda absorber las cargas de inercia generadas por las aceleraciones angulares y lineales del rotor de cola y de las cajas de engranajes que se producen durante el vuelo o el aterrizaje. Hay que verificar la estructura de montaje de la célula y todas las piezas de fijación. Un diseño de giroavión de Hughes Helicopter/McDonnell Douglas utiliza un chorro de aire vectorizado (de dirección e intensidad variables) procedente del tubo o botalón de cola para sustituir al rotor principal. Esto tiene ventajas en las operaciones en tierra y en aterrizajes en áreas confinadas. El sistema sin rotor de cola, denominado NOTAR, presenta ciertas limitaciones de performance operacional.

Sentido de rotación

15.3.18 Se debe determinar el sentido de rotación de la pala del rotor de cola. El sentido de rotación del rotor de cola varía según los modelos. En general, la pala del rotor de cola que avanza lo hace en sentido opuesto al flujo de aire de la pala del rotor principal a efectos de maximizar el flujo de aire resultante a través de la pala del rotor de cola. No obstante, para tratar de disminuir el ruido y la vibración, algunas palas del rotor de cola de helicóptero giran de modo que la pala del rotor que avanza se mueve en el mismo sentido que el flujo de aire de la pala del rotor principal. Un problema con el avance de la pala del rotor de cola con el flujo de aire de la pala del rotor principal es la incapacidad de mantener el vuelo de costado a velocidades moderadas hacia el lado de la pala del rotor principal que retrocede. El sentido de rotación de un fenestrón, o ventilador entubado, también es importante y presenta las mismas características de eficiencia aerodinámica que los rotores de cola convencionales (véase la Figura III-15-1). Los rotores de cola de ventilador entubado son utilizados por Eurocopter, Sikorsky y otros fabricantes y también presentan ventajas para la seguridad operacional durante las operaciones de carga con los rotores girando.



Figura III-15-1. Fenestrón

Daños a las palas

15.3.19 Se deben documentar los daños a las palas del rotor de cola. Las fracturas planas en la superficie pueden sugerir una falla por fatiga. Hay que observar si faltan tiras antiabrasión. Hay que buscar pruebas de que objetos soltados de la cabina, cargas externas u objetos en tierra en el área de despegue o aterrizaje pueden haber hecho contacto con el rotor de cola. Los golpes del rotor de cola contra el agua no dejan necesariamente signos claros de daños. Si hay pruebas que sugieren que el rotor de cola no estaba girando eso puede indicar que el accidente se debió a una falla del árbol de transmisión del rotor de cola.

Mecanismo de control

15.3.20 Se debe examinar el mecanismo de cambio de paso del rotor de cola, sus cojinetes y mandos. Una falla del mando mecánico, incluyendo objetos del puesto de pilotaje que caen detrás de los pedales antipar, limita o impide el control del empuje del rotor de cola y normalmente se trata de una varilla de mando o cable roto y bloqueado en el lugar. Teléfonos móviles o celulares, dispositivos digitales personales, almohadillas, unidades GPS portátiles y otros de ese tipo presentan la posibilidad de interferir con los mandos antipar. La cantidad de empuje antipar generada depende de la posición en que los controles se atascan o fallan.

Caja de engranajes del rotor de cola

15.3.21 Se debe observar si la caja de engranajes del motor de cola todavía está montada en el tubo o botalón de cola. Las vibraciones que resultan del desequilibrio de una pala del rotor de cola pueden hacer que la caja de engranajes se afloje en su montura.

Separación de la caja de engranajes del rotor de cola

15.3.22 La caja de engranajes del rotor de cola típica está atornillada al tubo o botalón de cola y tiene "orejas" para los bulones. La falla estructural de las orejas o la pérdida de un bulón único puede llevar a la separación de la caja de engranajes del rotor de cola. El largo brazo de momento del tubo o botalón de cola combinado con la pérdida de peso de la caja de engranajes del rotor y el conjunto del rotor de cola resultará en un momento de cabeceo morro abajo debido al desplazamiento inmediato del centro de gravedad. Si el piloto responde con una rápida entrada en el cíclico posterior para intentar el control de la actitud del helicóptero, es probable que ocurra un golpe de pala contra el botalón de cola.

Falla del pedal antipar

15.3.23 El sistema de rotor de cola puede fallar cuando un mal funcionamiento mecánico hace que el piloto no sea capaz de cambiar o controlar el empuje del rotor de cola aun cuando este pueda estar proporcionando todavía empuje antipar. El investigador debe comprender los procedimientos de emergencia del helicóptero involucrado en el accidente y las medidas que la tripulación pueda haber tomado así como sus resultados. Se debe verificar el mando para determinar si hubo restricciones.

Motor

15.3.24 Las turbinas de gas se utilizan en la mayoría de los helicópteros medianos a pesados debido al gran par de fuerzas necesario para satisfacer los requisitos operacionales. Un helicóptero pequeño típico tiene un motor de émbolo aspirado debido principalmente a los bajos costos iniciales y periódicos relacionados con los motores de émbolo. Estos motores generan mayores oscilaciones de torque o par que los motores de turbina.

Correlador

15.3.25 A veces denominado unidad de sincronización, sincronizador o anticipador, el correlador es una conexión mecánica de tipo leva a varilla entre la palanca del colectivo y el mando de gases del motor para coordinar este mando de gases con el movimiento del colectivo. El cambio de ángulo de paso de las palas cambia el ángulo de ataque de cada pala, lo que resulta en un cambio del arrastre. A su vez, el arrastre afecta la velocidad o revoluciones del rotor principal. Para mantener un número constante de revoluciones del rotor principal se necesita un cambio de potencia para compensar el cambio de arrastre. Esto se logra con el correlador o el governor que ajusta automáticamente la potencia del motor para satisfacer las cambiantes demandas de potencia.

Governor

15.3.26 El governor es un dispositivo sensor que “siente” las rpm del rotor y del motor y efectúa los ajustes necesarios para mantener constante las rpm. En operaciones normales, una vez establecidas las revoluciones del rotor, el governor las mantiene constantes y no es necesario hacer ningún ajuste de mando de gases. Los governores son muy comunes en todos los helicópteros de turbina y se utilizan en algunos helicópteros de motor de émbolo. Si el governor falla, cualquier cambio en el paso colectivo requiere ajuste manual del mando de gases para mantener las rpm correctas. En los casos de falla alta del governor, las revoluciones del motor y del rotor tienden a aumentar por encima de la gama normal. En los casos de falla baja del governor las revoluciones normales pueden no lograrse incluso si el mando de gases se controla manualmente.

Governores hidromecánicos

15.3.27 Los governores hidromecánicos se encuentran en la mayoría de los helicópteros monomotor civiles y militares. El governor hidromecánico "siente" en forma mecánica, la velocidad de la turbina libre y la combina con aire de purga de la sección del compresor para mantener dicha velocidad en un valor constante. Puede haber topes incorporados al governor para evitar que la turbina de potencia sobreacelere y se desintegre. Además, el governor hidromecánico es un complejo sistema de tubos, fijaciones y palancas mecánicas con posibles puntos de falla. Los modos de falla comprenden la falla del subsistema de sensores de presión del compresor, lo que resulta en una disminución de la velocidad de turbina a marcha lenta en vuelo.

Control electrónico digital de plena autoridad (FADEC)

15.3.28 No hay una definición normalizada de FADEC; no obstante, plena autoridad significa por lo general que el control del combustible tiene en cuenta muchas variables comparadas con los controles hidromecánicos anteriores que "sentían" pocas entradas para establecer el flujo de combustible al motor. Los sistemas FADEC se han incorporado en los motores de turbina y de émbolo. Los progresos alcanzados en el control electrónico del combustible han permitido una tendencia hacia una inercia menor del rotor principal y un aumento en la inercia de los motores de turbina. El avance hacia estructuras de material compuesto y controles electrónicos también aumenta la consideración de efectos de encuentros con rayos o relámpagos. La electrónica puede dejar de funcionar correctamente sin sufrir daños aparentes en componentes o dispositivos. Además, puede haber efectos de equipos certificados, antenas, radar y sistemas de vídeo y audio que se encuentren dentro de 0,5 metros del FADEC.

Turbina de potencia del motor

15.3.29 Se debe determinar si la turbina de potencia del motor tiene una turbina libre para proporcionar par de fuerzas a la transmisión o si la turbina está conectada directamente con el compresor y la transmisión mediante un árbol común. En el caso de una parada repentina de la transmisión, la disposición de turbina libre tiene menos inercia que actúe para torsionar el eje de transmisión, de modo que el daño de ese tipo de eje puede ser menos pronunciado.

Bancadas/soportes de motor

15.3.30 Se debe examinar el daño sufrido por estas bancadas, a veces denominadas bancadas Lord, buscando pruebas de fallas anteriores al accidente o paradas repentinas.

Ventilador de motor

15.3.31 La mayoría de los helicópteros con motor de émbolo están equipados con un ventilador de motor dado que vuelan a velocidades demasiado bajas como para permitir un adecuado enfriamiento por aire dinámico. Algunos ventiladores de motor están accionados por el motor mientras que otros son impulsados por la transmisión. Un ventilador que muestre signos de rotación en el momento del impacto puede indicar que el motor o la transmisión estaban girando en dicho momento.

Detectores de partículas metálicas

15.3.32 A veces el helicóptero cuenta con muchos tapones detectores de partículas metálicas para el motor o motores y cajas de engranaje a fin de detectar partículas ferromagnéticas. Hay que cerciorarse de que se contabilizan todos esos detectores y se examinan.

Admisión de aire al motor

15.3.33 Se deben examinar los ductos de admisión de aire al motor. La obstrucción o bloqueo de los mismos podría conducir a una falla del motor. Muchos helicópteros tienen separadores de partículas para protegerlos de la ingestión de arena y otros desechos. Ha habido casos de nieve fundida que se ha vuelto a congelar en la admisión y ha producido falla de motor. Además, operaciones extensas en vuelo estacionario sobre agua salada pueden provocar una importante acumulación de sal en el sistema del rotor y en la sección del compresor del motor, lo que reduce la performance del motor y rotor.

Transmisión

15.3.34 La finalidad primaria de la transmisión del rotor principal consiste en reducir las revoluciones de salida del motor a un valor óptimo de revoluciones del rotor principal. Debería sospecharse una falla de la transmisión cuando hay muy poco o ningún daño de rotación a las palas del rotor principal y cuando ha habido grandes fuerzas de impacto. El sistema de transmisión transfiere la potencia del motor al rotor principal, al rotor de cola y a otros accesorios (sistema hidráulico, sistema eléctrico y freno del motor). Los componentes principales de un sistema de transmisión son el conjunto de transmisión de entrada desde el motor, la transmisión de salida del rotor principal, la transmisión de salida del rotor de cola, el embrague y la unidad de rueda libre. Los sistemas de transmisión de helicóptero normalmente se lubrican y refrigeran con su propio aceite. Algunas transmisiones y cajas reductoras de engranajes conexas tienen detectores de partículas metálicas emplazados en los sumideros del cárter. En helicópteros con motores montados horizontalmente, otra finalidad de la transmisión del rotor principal es cambiar el eje de rotación horizontal del motor al vertical del rotor. La falla de una transmisión principal es una falla de punto único y tendrá resultados catastróficos. Al igual que con otros componentes giratorios, la lubricación por cantidad y tipo es fundamental y debe verificarse. Más allá de ello, puede ser necesario enviar la transmisión para análisis de desmontaje. En el pasado, las transmisiones han fallado internamente debido a la falta de lubricación y a procedimientos inadecuados de revisión del equipo. Las novedades en materia de control de vibración han llevado al aislamiento del rotor en el cual el fuselaje se aísla con respecto del rotor y de la transmisión, resultando en una mejor vibración y fiabilidad del sistema. Esas novedades han creado, no obstante, otros problemas que incluyen efectos sobre las velocidades críticas del árbol de transmisión.

Dientes de los engranajes de transmisión

15.3.35 Las transmisiones son en general muy robustas. Aún en caso de impactos fuertes, la transmisión puede abrirse exponiendo los engranajes, pero puede haber poco daño a los dientes de éstos. Todo daño a los dientes de los engranajes debería considerarse cuidadosamente dado que a menudo sugiere que han fallado antes del accidente. Cuando hay accesorios accionados por engranajes y ejes, es decir generadores y bombas hidráulicas, se deben inspeccionar tanto los engranajes como los ejes. Aunque en estos componentes se han incorporado características de corte, ha habido casos de fallas de cojinetes en generadores y bombas hidráulicas en los que el eje no ha fallado en el punto de corte resultando en falla de la transmisión principal.

Fallas de soportes/monturas de transmisión

15.3.36 La transmisión principal en algunos helicópteros está conectada por medio de una montura de tres puntos. Cada lado hacia adelante está montado sobre un eje atornillado a un soporte de pilón y adosado mediante horquillas al techo de la cabina. En la parte posterior está apoyado y sujeto mediante una montura de aislación elastomérica que también amortigua las vibraciones entre el pilón y el fuselaje y limita las sacudidas del pilón. El movimiento de la transmisión y la montura de aislamiento se limita mediante un pasador de arrastre ("espiga") que se extiende hacia abajo a una placa en la plataforma de transmisión. Las sacudidas fuera de fase entre la transmisión y el fuselaje pueden resultar en contactos entre el pasador de arrastre y su tope estático, fenómeno conocido como "golpe de espiga". A su vez, este objeto puede conducir a una falla de las conexiones del soporte del pilón en las cercanías del

cojinete del soporte del pilón en la parte superior de la conexión. Cuando esto ha ocurrido en vuelo, los resultados han sido catastróficos. En un helicóptero con monturas más rígidas, es decir 4, 5 o más soportes, la primera indicación al piloto debería ser una vibración lateral. Si se permite que esta continúe hasta el grado de falla, puede haber una indicación de desgarramiento de los soportes que inicialmente no presentaban fallas, indicando el soporte fallado poco o ningún desgarramiento.

Sistema de sensores y limitación del par motor

15.3.37 Algunos helicópteros cuentan con un método para proteger la transmisión de verse sometida a un exceso de par. Hay que determinar si este sistema está funcionando correctamente, si puede haberse recurrido al mismo y si funcionaba. Algunas veces, esta característica puede conducir a una situación en que las revoluciones del motor principal pueden disminuir si se exige demasiado torque o par.

Governor de revoluciones del rotor

15.3.38 Se debe determinar si había un governor de revoluciones del rotor y si éste estaba funcionando. En algunos diseños, el governor puede desconectarse deliberadamente para producir una potencia mayor que la máxima permitida. El análisis de los medidores del tablero de instrumentos y las luces de aviso relacionadas con las revoluciones del rotor puede indicar si el accidente se debía a una baja velocidad.

Freno del rotor

15.3.39 Algunos helicópteros están equipados con un mecanismo de freno conectado a la transmisión del rotor principal para ayudar a que éste gire más lentamente al detenerse. Los frenos del rotor se han activado involuntariamente. Esto hizo que las revoluciones del rotor principal disminuyeran hasta un punto en que no pudo mantenerse el vuelo. Se debe inspeccionar si existió sobrecalentamiento; no obstante, por su propio carácter, los frenos del rotor presentan a veces cierta decoloración térmica.

Unidad de rueda libre

15.3.40 Los helicópteros están equipados como un mecanismo de rueda libre o embrague de sobrerrevolucionado entre el motor y la primera parte del sistema de transmisión del rotor para permitir que el rotor principal entre en autorrotación sin tener que impulsar el motor fallado. La unidad de rueda libre desconecta automáticamente el motor del rotor principal cuando las revoluciones del rotor son inferiores a las del rotor principal. Estos dispositivos se han instalado a veces en forma incorrecta, o han fallado cuando el mantenimiento ha sido inadecuado. El mecanismo de rueda libre puede soltarse haciendo que el motor acelere, dado que la carga de transmisión ya no exige potencia del motor, y las revoluciones del rotor bajarían. A menudo, el piloto debe interpretar los instrumentos y tomar medidas correctivas. En algunos diseños, esto puede llevar a que el sistema automático detenga el motor sobreacelerado. Al conducir a una combinación de bajas revoluciones del rotor y motor apagado, un embrague de rueda libre fallado puede provocar un accidente. Ha habido casos de unidades de rueda libre que no han podido desconectar el motor de la transmisión aumentando así la carga de par en autorrotación. Esta condición no permitirá contar con suficiente fuerza aerodinámica en autorrotación para mantener las revoluciones del rotor principal en el vuelo. La reducción de las revoluciones del rotor principal puede ser causada por la carga adicional de impulsar el motor con bajas revoluciones y esto puede provocar que algunos elementos de bloqueo individuales rueden hacia adelante. En este caso, habría marcas indicadoras en la carrera exterior de la unidad de rueda libre debidas a los elementos de bloqueo que indican que han rodado hacia adelante durante la parada repentina. Además, el acoplamiento del eje de transmisión de salida hacia la unidad de rueda libre ha fallado debido a las sacudidas de la transmisión en reacción a las tensiones aerodinámicas y mecánicas. Se debe verificar que no ha fallado durante el vuelo.

Embrague

15.3.41 Debido al mayor peso del rotor en relación con la potencia del motor, comparado con el peso de una hélice y la potencia de un avión, el rotor de los helicópteros de émbolo o de un helicóptero con un solo motor de turbina debe desconectarse del motor cuando se conecta el arranque. Un embrague permite que el motor arranque y gradualmente vaya tomando la carga del rotor. Los dos tipos principales de embrague son el embrague centrífugo y el embrague de correa de transmisión.

Tren de transmisión

15.3.42 Los ejes del tren de transmisión son críticos para el desarrollo del vuelo y se debería dar cuenta de ello y examinarlos cuidadosamente. Se debe determinar el sentido normal de rotación de cada eje impulsor. Los árboles de transmisión pueden presentar pandeo torsional y una falla de resistencia última (tensión). Los acoplamientos del árbol de transmisión se utilizan normalmente para conectar secciones y debería establecerse la continuidad del tren de potencia a través de estos acoplamientos. Las fallas del árbol durante el vuelo deberían ser obvias. Las piezas de fijación y los agujeros para bulones en los acoplamientos flexibles (es decir "acoplamientos thomas") deberían inspeccionarse. La distorsión de un acoplamiento thomas se relaciona normalmente con los daños producidos por el impacto. La ausencia de perno y la falta de distorsión pueden indicar que el perno ya no estaba en su lugar en el impacto. El extremo de accionamiento del árbol se agitará y dañará el capó y la estructura que lo rodea. Cuando los acoplamientos del árbol de transmisión están engrasados, hay que buscar la presencia de calor y de grasa vieja salpicada particularmente en la estructura que lo rodea. El calor no tiene tiempo de elevarse en una secuencia de accidente y las salpicaduras de grasa pueden indicar problemas de cojinetes. La grasa vieja puede indicar una falla de junta o sello. Los árboles de transmisión tienen acoplamientos estriados o acoplamientos flexibles para mantener la continuidad del tren de potencia durante el movimiento del pilón y del tubo o botalón de cola durante el vuelo.

Árboles fallados o retorcidos

15.3.43 Se debe determinar el sentido normal de rotación de todos los árboles de transmisión externos al motor y a la caja de engranajes. Se debe tomar nota de la dirección de la falla o deformación de cada árbol de transmisión para determinar el sentido del par de fuerzas sobre estos árboles en el momento en que fallaron o se deformaron. Retorcer un tubo blando o una pequeña pieza de una pajilla de plástico multicolor ayuda a visualizar el sentido de torque aplicado que es necesario para causar un sentido particular de retorcimiento del árbol. Conviene usar esta información para razonar lógicamente si el motor estaba impulsando la transmisión y si la transmisión estaba impulsando al rotor en el momento del impacto. Esto puede sugerir si el rotor estaba impulsado por el motor o en autorrotación. Por ejemplo, en el Bell 206, el corto árbol entre el motor y la transmisión principal solo mostrará deformación torsional si el motor estaba impulsando la transmisión principal y no si el helicóptero estaba en autorrotación. Análogamente, el mástil principal normalmente solo se retorcerá si estaba impulsado por la transmisión. En el caso de un helicóptero multimotor, se debe considerar la forma en que la potencia del motor se combina y cómo la falla de un solo motor redistribuye los pares de fuerzas sobre el árbol.

Ensamblaje de eje impulsor de motor a transmisión

15.3.44 El eje impulsor principal transmite la potencia del motor a la transmisión. Este eje puede ir directamente a la transmisión desde el motor, como en los helicópteros monomotores y en algunos multimotores, o pueden llevar la potencia a través de engranajes intermedios, como en una caja de engranaje de transferencia o caja de engranajes de reducción, antes de conectar con la transmisión principal. En el caso de una falla o mal funcionamiento de un árbol de transmisión principal, la primera indicación puede ser una advertencia de bajas revoluciones. Esta advertencia puede ser mal interpretada como una condición de motor inactivo. Otra indicación podría ser un fuerte ruido o un estallido cuando el eje de salida del motor se desconecta. Las revoluciones del motor se toman en general en un punto anterior

al eje de salida del motor. Entre los aspectos que han de examinarse en un accidente donde se sospeche una falla de tren de transmisión principal están los lubricantes, cojinetes y engranajes. Si un embrague es parte del tren de potencia y está dentro de una transmisión de transferencia, también debería examinarse. Los acoplamientos estriados y los acoplamientos flexibles tienen por objeto permitir el movimiento del pilón y del árbol mientras mantienen la continuidad de la potencia en todo el árbol de transmisión principal.

Árbol de transmisión del rotor principal

15.3.45 El árbol de transmisión del rotor principal es parte del ensamblaje del mástil y es el tubo pesado que proporciona par de fuerzas desde la transmisión al rotor principal. Este tubo está sometido a fuertes cargas de torsión y tensión así como a movimientos de flexión. El mástil soporta el peso del helicóptero y también impulsa la placa oscilante giratoria mediante la cual operan los mandos de vuelo del rotor principal. Hay que examinar el mástil para determinar su continuidad y si hubo daños a los accesorios conectados relacionados con los mandos. Una flexión del árbol puede indicar la pala que golpeó un objeto sólido en primer lugar. Se ha de verificar la condición de los topes. Algunos mástiles han fallado durante el vuelo debido a golpes contra rotores oscilantes y también a inadecuados procedimientos de fabricación, instalación, mantenimiento y revisión. Una falla de cojinete en el mástil principal puede resultar en la fractura del mismo o en la parada del rotor principal. Si el mástil se ha separado, se debe examinar la superficie de las fracturas buscando daños por fatiga. Es más común que el mástil falle debido a sobrecarga. En el caso de una aeronave con rotor basculante, una sección transversal de forma oval, donde el daño corresponde al punto en que el rotor había golpeado el mástil sugiere golpes de mástil. Si las palas han hecho esos movimientos extremos, también es probable que hayan cortado a través del fuselaje.

Árbol de transmisión del rotor de cola

15.3.46 Se debe examinar el árbol de transmisión del rotor de cola para establecer el sentido de la falla. La deformación torsional de este árbol puede sugerir que el rotor de cola estaba girando en el momento del accidente. El sentido de la deformación torsional puede sugerir si la transmisión principal se detuvo repentinamente mientras la transmisión del rotor continuaba girando. Se deben examinar los acoplamientos y cojinetes colgantes del árbol de transmisión del rotor de cola en busca de fallas y decoloración térmica de los elementos de fijación engrasables. Hay que buscar indicaciones de que fallaron los sellos del cojinete colgante. Hay que buscar posibles enredos o entrelazados entre el árbol de transmisión y los cables de control. Si el árbol de transmisión se suelta durante el vuelo, puede dañar el interior del tubo o botalón de cola.

Cojinetes y acoplamientos

15.3.47 Se deben examinar todos los cojinetes y acoplamientos del tren de transmisión en busca de fallas, bulones ajustados en forma inadecuada, sobrecalentamiento o signos de falta de lubricación. Algunos fabricantes pintan los acoplamientos críticos con pintura sensible a la temperatura o colocan etiquetas indicadoras de calor para identificar el sobrecalentamiento. Se debe determinar la integridad de los acoplamientos flexibles y su modo de falla.

Sistemas

Servos hidráulicos de los mandos

15.3.48 La mayoría de los helicópteros, además de todos los helicópteros pequeños, incorporan el uso de actuadores hidráulicos para contrarrestar las elevadas fuerzas de control. Un sistema hidráulico típico consiste en actuadores (también denominados servos) sobre cada mando de vuelo, una bomba normalmente impulsada por la caja de rodaje del motor principal y un depósito para almacenar el fluido hidráulico. Si un helicóptero está equipado con

solamente un sistema hidráulico, entonces debe ser controlable sin el sistema. En los helicópteros en que las fuerzas de mando son tan elevadas que esto no puede moverse sin asistencia hidráulica, pueden instalarse dos o más sistemas hidráulicos independientes. Algunos helicópteros emplean acumuladores hidráulicos para almacenar presión, que puede utilizarse durante un breve período de tiempo en un aterrizaje de emergencia si falla la bomba hidráulica. La falla de la sobrepresión hidráulica puede hacer más difícil controlar el helicóptero y en algunos aparatos la falla hidráulica puede llevar a una completa pérdida de control. Las tensiones impuestas por las cargas de vuelo y las impuestas por los impulsos de presión de la bomba hidráulica han resultado en rotura de líneas, fallas de bomba, fallas de regulador, sellos o juntas quebradas y varillas de salida rotas. Antes de mover algo, hay que anotar las posiciones de todos los servos hidráulicos. Se deben verificar los niveles de fluido y el tipo de fluido para determinar si hubo contaminación. También hay que verificar las mallas de los filtros y los conmutadores de desviación. Una falla hidráulica inminente puede ser indicada por un chirrido, el castañeteo o bramido de la bomba o actuadores, aumento de las fuerzas y reacción de los mandos, y un movimiento limitado de estos. En el caso de una falla hidráulica hay que prever que la tripulación puede haber desactivado el sistema hidráulico para evitar una restauración imprevista de la potencia hidráulica en una fase crítica del vuelo. No obstante, debería considerarse la posibilidad de que la tripulación haya desconectado intencional o involuntariamente el sistema hidráulico, iniciando la secuencia del accidente.

a) *Embalamiento (hardover) del servo actuador.* El fenómeno de embalamiento del servo actuador se relaciona con una entrada del sistema automático de mandos de vuelo o con el hecho de que el piloto haya colocado inadvertidamente el sistema en una condición de embalamiento. Esto puede resultar en que un servo accione hasta un límite o se produzca un agarrotamiento, provocando características de manejo adversas. Esto puede superarse mediante la conmutación de sistemas de control de servo o asegurando la asistencia del servo.

b) *Fallas de mando a nivel o por debajo de los servos hidráulicos.* Este tipo de falla ocurre en la parte inferior de los mandos de vuelo y puede ser provocado por la desconexión o rotura de las varillas de mando, como ser: de empuje-tire o tubos de torque, ejes acodados y balancines o cojinetes de cabeza de biela. Han ocurrido fallas de este tipo después de que se han aflojado tuercas en los tornillos de conexión, ya sea porque las tuercas autorroscantes fueron instaladas en forma inadecuada o porque se trataba de piezas usadas y trabajadas, o cuando se omitió insertar chavetas en las tuercas almenadas. El mal funcionamiento del servo actuador puede ocurrir debido a una falla interna como un componente interno roto o contaminación del fluido hidráulico. Si el mal funcionamiento del servo hace que se pierda el control desde el puesto de pilotaje, es probable que ocurran excursiones incontroladas del disco del rotor.

c) *Fallas de mandos por encima de los servos hidráulicos.* Los mandos de vuelo por encima de los servos están sometidos a cargas aerodinámicas más grandes que las experimentadas por debajo de los servos, que actúan para amortiguar las cargas sobre los mandos inferiores. La falla de los mandos de vuelo por encima de los servos hidráulicos resulta en un movimiento incontrolable del disco del rotor. Han ocurrido fallas debido a componentes mal fabricados, mal instalados o mal mantenidos y pérdida del elemento de fijación. El sobretorque o sobrepar ha provocado fallas en los tornillos de la horquilla de la varilla de cambio de paso, en el cojinete esférico de la placa oscilante (giratoria) exterior o en los cuernos de cambio de paso en la cabeza del rotor. Han ocurrido fallas en los cojinetes de muñón o de apoyo de las placas oscilantes giratorias y no giratorias.

d) *Transparencia de los servos.* La transparencia de los servos comienza cuando las fuerzas aerodinámicas superan las fuerzas hidráulicas y luego se transmite a los mandos cíclico y colectivo del piloto. La fuerza máxima que los servo actuadores pueden producir es constante y es función de la presión hidráulica y de las características del propio servo. El sistema se diseña para superar los requisitos de las limitaciones de vuelo en el manual de vuelo aprobado. En caso de maniobras excesivas y con una combinación de elevada velocidad aerodinámica, mucho cabeceo del colectivo, elevado peso bruto, fuertes cargas “g” y elevada altitud de densidad, las fuerzas aerodinámicas pueden crecer más allá de las fuerzas del servo hidráulico que se oponen a las primeras y puede

ocurrir la transparencia del servo. Un sistema hidráulico con servicio o mantenimiento deficiente también puede activar la aparición de la transferencia del servo. En los sistemas de rotor principal con giro antihorario, el servo de la izquierda recibe la carga mayor en las maniobras, de modo que la transparencia del servo resulta en un movimiento no ordenado del cíclico izquierdo y posterior acompañado de un movimiento del colectivo hacia abajo. La fuerza de los mandos del piloto para contrarrestar este fenómeno inducido aerodinámicamente es relativamente elevada y podría dar a un piloto desprevenido la impresión de que los controles se han trabado. Si el piloto no reduce la maniobra, la aeronave se vuelca a la derecha y cabecea hacia arriba.

Sistemas de combustible

15.3.49 El sistema de combustible está integrado por dos grupos de componentes: el sistema de alimentación de combustible y el sistema de control de combustible del motor. Los tanques de combustible normalmente están fijados a la célula pero lo más cerca posible del centro de gravedad. De esta manera, cuando el combustible de consume, hay un efecto despreciable sobre el centro de gravedad. Una válvula de drenaje emplazada en el fondo del tanque de combustible permite al piloto drenar el agua y los sedimentos que puedan haberse acumulado en el tanque. Un respiradero de combustible impide la formación de vacío en el tanque y un drenaje de rebosadero permite que el combustible se dilate sin dañar el tanque. Un medidor de cantidad de combustible emplazado en el tablero de instrumentos del piloto muestra el volumen de combustible medido por un sensor dentro del tanque. Algunos medidores indican la capacidad del tanque en galones y libras y otros indican el porcentaje de combustible restante. Una válvula de cierre proporciona un medio para detener completamente el flujo de combustible al motor en caso de emergencia o incendio. La mayoría de los sistemas de abastecimiento de combustible que no funcionan por gravedad contienen una bomba eléctrica y una bomba mecánica accionada por el motor. La bomba eléctrica se usa para mantener la presión de combustible positiva a la bomba del motor y también sirve como reserva en caso de falla de la bomba mecánica. Un filtro del combustible elimina la humedad y otros sedimentos del combustible antes de que éste alcance el motor. Una característica de seguridad que se encuentra más comúnmente en los helicópteros que en las aeronaves de ala fija son las conexiones con separación de emergencia de los tubos de combustible. Hay que observar la presencia y eficacia de dichas conexiones. Para las operaciones extendidas, algunos giroaviones también llevan tanques en la cabina para ampliar la autonomía. Estos deberían inspeccionarse para verificar su seguridad así como su funcionamiento.

Sistemas de piloto automático y aumentación de la estabilidad

15.3.50 Algunos helicópteros incorporan sistemas de aumentación de la estabilidad (SAS) para ayudar a estabilizar el helicóptero amortiguando los movimientos de cabeceo y balanceo provocados por ráfagas y, en algunos diseños, minimizando las oscilaciones inducidas por el piloto. Los primeros sistemas SAS incorporaban dispositivos mecánicos ubicados en las cabezas del rotor como la barra estabilizadora. Otro de los primeros dispositivos SAS electromecánicos es el sistema de compensación de fuerza que utiliza un embrague magnético y muelles para mantener el mando del cíclico en posición cuando se le suelta. Se utilizan giróscopos para generar señales eléctricas que accionan servos hidráulicos o actuadores eléctricos para inclinar la placa oscilante a efectos de resistir el movimiento del helicóptero. El sistema está diseñado para distinguir entre entradas del piloto y movimientos inducidos por ráfagas. Un sistema similar también puede instalarse en el sistema de mandos del rotor de cola para mejorar la estabilidad direccional y las características de control. Además del SAS, los helicópteros equipados con IFR están en general provistos de un piloto automático. Las funciones más comunes son el mantenimiento de la altitud y del rumbo. Algunos sistemas más avanzados de piloto automático comprenden el modo de mantenimiento de la velocidad vertical de ascenso o descenso o de la velocidad aerodinámica indicada (IAS). Algunos están conectados con equipo de radionavegación y aterrizaje para activar pantallas de director de vuelo. Algunos pueden ejecutar aproximaciones por instrumentos hasta el vuelo estacionario y el despegue o la maniobra de motor y al aire. El SAS resulta especialmente útil para el vuelo estacionario como en los casos de salvamento sobre el agua o inspección o reparación de cables de alta tensión.

Sistemas ambientales

15.3.51 La forma más sencilla de enfriamiento es el enfriamiento por aire dinámico. En este sistema los conductos de aire al frente o a los lados del helicóptero se abren o cierran para dejar que entre aire dinámico en la cabina. Los helicópteros con motor de émbolo utilizan un intercambiador de calor alrededor del múltiple de escape para proporcionar calor a la cabina. Los helicópteros de turbina utilizan un sistema de aire de purga para obtener calor. Los grandes helicópteros también pueden utilizar un pequeño calentador de gas. Algunos helicópteros comerciales también emplean dispositivos de aire acondicionado para climas más cálidos.

Sistemas antihielo

15.3.52 La mayoría de los equipos antihielo instalados en helicópteros pequeños se limitan a los sistemas antihielo en la admisión del motor y de calor en el pitot. Los helicópteros más grandes pueden tener sistemas para antiengelamiento de las células y el rotor, pero esto no es común debido a la complejidad, precio y peso de tales sistemas. Si el borde de ataque de un rotor se calienta eléctricamente para impedir la formación de hielo, cabe esperar que un generador de corriente alterna suministre la potencia eléctrica. Los generadores de corriente alterna funcionan a una velocidad fija y, debido a los requisitos de performance en autorrotación, normalmente están impulsados por la transmisión.

15.4 INVESTIGACIÓN OPERACIONAL

15.4.1 El investigador debe considerar el entorno operacional del helicóptero. Los helicópteros originalmente diseñados y fabricados para un tipo particular de operación pueden utilizarse para operaciones diferentes y pueden sufrir tensiones que nunca se consideraron cuando se les certificó inicialmente. La extracción forestal por helicóptero puede inducir fallas prematuras de fatiga en los componentes estructurales y dinámicos debido a los frecuentes ciclos de levantamiento de cargas pesadas. Las operaciones cerca de agua salada pueden resultar en corrosión prematura. El uso continuo de reglajes de potencia elevados puede acortar la vida útil prevista del motor. Las operaciones en lugares remotos pueden fomentar prácticas operacionales y de mantenimiento inaceptables.

15.4.2 La mayoría de los componentes dinámicos de los giroaviones están sujetos a inspecciones periódicas y limitaciones a su vida de servicio. No obstante, con arreglo a especificaciones de diseño originales, otros componentes dinámicos o estructurales pueden no requerir inspecciones debido a que su vida de diseño excedió de la vida útil prevista para la célula. Por consiguiente, como resultado de prolongaciones de la vida de servicio de la célula y programas de refabricación, componentes que no tenían un ciclo de inspección o un límite de vida de servicio pueden ahora experimentar fallas por fatiga.

Área de aterrizaje o despegue

15.4.3 El investigador debe considerar los efectos de las características del área de aterrizaje y de despegue. Las características comprenden obstáculos en la trayectoria de vuelo, pendiente de la zona, efectos del viento para incluir la relación del viento con el terreno circundante, dirección del vuelo, obstrucciones a la visibilidad, efectos de la vegetación a lo largo de la trayectoria de vuelo, altitud de densidad, iluminación del área y distracciones visuales. Si el despegue se realiza con fuerte viento de costado o viento de cola, el uso de mayor empuje en el rotor de cola para mantener el control de dirección absorbe potencia del motor, lo que significa que el rotor principal tendá menos potencia disponible para la elevación. Además, el investigador debe considerar cuán efectivamente podía el piloto ver las características y obstrucciones del área. Asimismo, si el accidente ocurrió durante horas de oscuridad, hay que considerar el efecto de la iluminación disponible y de la señalización de obstáculos.

15.4.4 En general, el peso bruto, la altitud y la temperatura ambiente afectan la performance de despegue, aterrizaje y vuelo estacionario. Los datos del fabricante correspondientes a la performance de despegue y aterrizaje proporcionados en el manual de vuelo del giroavión se corrigen para condiciones de superficie lisa, seca, rugosa y horizontal. La distancia de aterrizaje para fines de datos de performance se mide desde un punto en que la parte inferior del helicóptero está a 50 ft (25 ft para VTOL) por encima de la superficie de aterrizaje en la parte delantera del helicóptero después de detenerse.

15.4.5 Normalmente, los helicópteros requieren capacidad para vuelo estacionario tanto en el despegue como en el aterrizaje. Las fases del despegue que se deben considerar son la elevación inicial hasta el nivel de vuelo estacionario, aceleración desde el vuelo estacionario a través de sustentación traslacional efectiva (aproximadamente 30 nudos) y establecimiento de un ascenso inicial. Análogamente, las fases del aterrizaje que se deben considerar son el descenso, aproximación hasta un nivel de vuelo estacionario mientras se desacelera por debajo de la sustentación traslacional efectiva, y aterrizaje desde el vuelo estacionario.

15.4.6 Las áreas preparadas como heliplataformas y pistas de aterrizaje deberían señalarse e iluminarse adecuadamente. Las heliplataformas elevadas sobre estructuras o en los techos de edificios pueden presentar obstáculos al plan de vuelo que también podrían afectar la capacidad de los helicópteros de efectuar vuelo estacionario en el efecto de suelo. Las heliplataformas en edificios y estructuras petroleras pueden hacer que el helicóptero tenga que operar dentro de las áreas a evitar del diagrama de altura-velocidad durante despegues y aterrizajes. Además, esas operaciones también pueden limitar el peso bruto del helicóptero comparado con las operaciones desde el nivel del suelo.

15.4.7 Las áreas no preparadas pueden presentar sus propios retos para las operaciones de helicóptero. Procedimientos inadecuados aplicados durante el despegue y el aterrizaje pueden crear restricciones a la visibilidad debidas al efecto de estela turbulenta del rotor sobre nieve, polvo o arena. Han sucedido accidentes en los cuales el piloto no leyó correctamente las indicaciones disponibles sobre el viento. En vez de realizar aproximaciones normales contra el viento a cimas o líneas de cresta el piloto debería estar ejecutando aproximaciones con pendiente más pronunciada contra vientos más fuertes para evitar al aire turbulento y las corrientes descendentes. En un área no preparada, se debe considerar la posibilidad de que el tren de aterrizaje del helicóptero se haya enganchado o golpeado en elementos del terreno como rocas, montañas de polvo o vegetación espesa, iniciando así la secuencia del accidente. Los errores comunes en las operaciones remotas son los procedimientos de reconocimiento inadecuados, el no considerar los datos de performance y no evitar áreas prohibidas en el diagrama de altura-velocidad.

Engelamiento del carburador

15.4.8 El engelamiento del carburador es considerablemente más crítico para los motores de émbolo de helicóptero que para los de aeronaves de ala fija. En las aeronaves de ala fija, la hélice actuará como volante y, en efecto, ayuda a mantener el motor funcionando, aunque a marcha forzada o irregular. El motor con funcionamiento irregular será un signo para que el piloto active el calor del carburador y, si se hace oportunamente, evite una falla de motor completa. Para las operaciones de helicóptero, el efecto de volante de la hélice no está presente y el piloto puede no recibir advertencias similares de motor a marcha forzada que anunciarían una falla del motor que se aproxima. Cuando el piloto toma conocimiento de una pérdida de potencia debido al engelamiento del carburador puede ser demasiado tarde para una reacción eficaz. La humedad atmosférica, incluso en condiciones de aire limpio y temperaturas por encima del punto de congelación, puede resultar en acumulación de hielo en el sistema de inducción al grado de provocar fácilmente una falla del motor. La evidencia física del engelamiento del carburador es muy difícil de detectar debido a que el calor ambiente del motor probablemente logre derretir el hielo formado. El único recurso del investigador puede ser reconstruir las condiciones atmosféricas presentes a la altitud a la cual operaba el helicóptero.

Hielo de impacto

15.4.9 El hielo de impacto se forma como gotas de agua superenfriadas que golpean los componentes del sistema de inducción del motor. En particular, pueden preverse fuertes acumulaciones donde las flexiones o torcimientos del sistema de inducción imponen cambios en el sentido de la corriente de aire.

Hielo en el mando de gases

15.4.10 El hielo en el mando de gases se forma en o cerca de dicho mando en una posición parciamente cerrada por una disminución de la temperatura del aire debida al efecto de enfriamiento resultante de un aumento de la velocidad y de la energía cinética del aire en el área de corriente restringida.

Hielo de refrigeración

15.4.11 El fenómeno de refrigeración es el más grave de todos los factores que provocan hielo en el carburador de los helicópteros. El efecto de la vaporización del combustible después de introducirse éste en la corriente de aire y de la disminución de la presión de aire en el venturi provoca una fuerte caída de la temperatura en el carburador. Si la temperatura del carburador disminuye hasta el punto de congelación o por debajo de éste, puede formarse hielo en las superficies internas del carburador, incluyendo la válvula de mariposa. El hielo de refrigeración puede afectar el flujo de aire bloqueando la garganta del tubo elevador del colector; también puede afectar la proporción combustible-aire interfiriendo con el flujo de combustible; y también puede afectar la distribución de la mezcla o la cantidad de la mezcla que fluye a cada cilindro alterando la distribución del flujo de combustible. Es posible acumular hielo de refrigeración durante un descenso con mando de gases cerrado o autorrotación con temperatura de aire ambiente que puede llegar hasta 34°C/93ºF y humedad relativa hasta un valor tan bajo como el 30%. A baja potencia de crucero, el hielo de refrigeración puede ocurrir a temperaturas de aire exteriores de hasta 17°C/62ºF y humedad relativa de 60% o superior.

Aspectos varios

15.4.12 Algunos motores de émbolo con aspiración normal incorporan un calentamiento automático del carburador cuando la palanca del colectivo está por debajo de un reglaje determinado. Otros fabricantes recomiendan dejar encendido el calefactor del carburador durante todo el vuelo.

15.4.13 Hay menos peligro de engelamiento del carburador con un motor de inyección de combustible que inyecta el fluido directamente en el colector de admisión.

Autorrotación

15.4.14 La autorrotación se permite mecánicamente debido a una unidad de rueda libre que permite que el motor principal continúe girando aunque el motor no esté funcionando. La unidad de rueda libre se considera normalmente como parte de la transmisión. En una autorrotación, las palas del rotor principal son impulsadas solamente por el movimiento del aire hacia arriba a través del disco del rotor. La velocidad del flujo de aire de descenso en una autorrotación se determina principalmente por la velocidad aerodinámica hacia adelante. La razón más común de una autorrotación es una falla del motor, pero también puede entrarse en autorrotación en caso de otras emergencias de la aeronave, como la falla del rotor de cola o recuperación de un asentamiento con potencia. En el caso de una parada repentina del motor, el tiempo de reacción del piloto es un factor importante en el sentido de que debe reaccionar rápidamente para evitar la rápida disminución de las revoluciones del rotor principal. En caso de falla del motor, la oportuna disminución del colectivo permitirá al piloto mantener las revoluciones del rotor.

15.4.15 Debido a que el viento relativo sobre las palas del rotor en autorrotación pasa de un elevado ángulo de ataque hacia adentro a un ángulo de ataque menor hacia afuera, la sustentación generada tiene un elevado componente hacia adelante más cerca del cubo y un elevado componente vertical hacia las puntas de las palas. Esto crea zonas distintas en el disco del rotor que origina las fuerzas necesarias para el vuelo en autorrotación. La zona de autorrotación, o zona de producción de potencia, crea una fuerza aerodinámica total con un componente hacia adelante que supera todas las fuerzas de resistencia hacia atrás y mantiene las palas girando. La zona de hélice, o zona de consumo de potencia, genera una fuerza aerodinámica total con un componente vertical más elevado. Cerca del centro del disco del rotor está la zona de entrada en pérdida donde el componente de rotación del viento relativo es tan bajo que el ángulo de ataque resultante está más allá del límite de pérdida del perfil aerodinámico. La zona de entrada en pérdida crea resistencia contra el sentido de rotación, que debe superarse mediante las fuerzas que actúan hacia adelante generadas por la zona de producción de potencia.

15.4.16 Sin considerar el efecto de la inercia del rotor, en la velocidad a la cual el rotor principal disminuye las revoluciones cuando el motor falla influyen las condiciones de vuelo que requieren un reglaje del colectivo elevado tales como: baja velocidad aerodinámica, especialmente a los altos niveles de potencia requeridos en un vuelo estacionario; alta velocidad; altitud elevada o elevada altitud de densidad; ascenso pronunciado a plena potencia; ángulo de inclinación lateral pronunciado y transporte de cargas externas. En el caso de que la palanca del colectivo no se baje, el rotor comenzará a alimentarse de su propia energía haciendo más lenta la marcha para compensar la pérdida de potencia. Si la palanca del colectivo sigue sin bajarse, la rápida pérdida de revoluciones del motor principal disminuye la fuerza centrífuga y permite que el rotor alcance un coneo excesivo hasta el punto en que la recuperación de las revoluciones del rotor principal no es posible.

15.4.17 En una parada repentina del motor, los rotores principales de baja inercia disminuyen rápidamente sus revoluciones con lo que también disminuye el tiempo de reacción del piloto comparado con los rotores de alta inercia que dan al piloto más tiempo para tomar medidas apropiadas a efectos de establecer la autorrotación. La ventaja de estos rotores de baja inercia en la autorrotación es que las revoluciones del rotor pueden recuperarse rápidamente, si se comparan con los rotores de elevada inercia.

15.4.18 Varios factores afectan la velocidad de descenso en la autorrotación; a saber, la altitud, el peso bruto, las revoluciones del rotor y la velocidad aerodinámica. La potencia requerida para hacer girar la transmisión principal, la transmisión del rotor de cola, el rotor de cola y los accesorios impulsados por la transmisión también se añaden a la mayor velocidad de descenso de un helicóptero en autorrotación. El control principal de la velocidad de descenso es la velocidad aerodinámica. Velocidades aerodinámicas mayores o menores se obtienen con el mando de paso del cíclico como en el vuelo normal. La velocidad aerodinámica para la autorrotación se establece para cada tipo de helicóptero sobre la base de condiciones meteorológicas y de viento promedio así como las cargas normales. Las revoluciones del rotor principal aumentan con el peso bruto y la altitud de densidad y se controlan con el paso colectivo.

15.4.19 Los últimos 100 a 75 pies son críticos dado que debe haber una transición suave desde el descenso de la autorrotación a un aterrizaje sin motor. Durante esta fase, el flujo de aire a través del sistema del rotor se invierte y el momento almacenado de los rotores se cambia a velocidad hacia adelante y vertical reducidas. Varios helicópteros requieren diferentes técnicas de cíclico y colectivo para establecer el enderezamiento; no obstante, si la velocidad aerodinámica disminuye por debajo de 45 a 40 nudos, el enderezamiento puede no ser eficaz para disminuir la velocidad de descenso. La deceleración debe continuar a través del enderezamiento de modo que la velocidad de descenso y la velocidad hacia adelante se reduzcan justo antes de la toma de contacto a sus menores valores posibles para las condiciones prevalecientes.

15.4.20 Dependiendo de las características de la superficie, el helicóptero puede entrar en una repentina deceleración después de la toma de contacto. Si se baja el colectivo inmediatamente después de la toma de contacto ello puede hacer que el tren de aterrizaje se clave y el helicóptero se incline de morro.

15.4.21 Durante autorrotaciones de práctica con recuperación en vuelo estacionario, el mando de gases debe estar plenamente abierto antes de levantar la palanca del colectivo; de otra manera, en muchos helicópteros, el ingreso en línea del motor puede provocar problemas de manejo de par de fuerzas.

Inercia del rotor principal

15.4.22 Añadiendo masa a una pala del rotor, la fuerza centrífuga aumenta proporcionando resultados beneficiosos como la reducción del ángulo de coneo. Esta técnica se utiliza en algunas palas de alta inercia cuando se colocan algunos gramos de plomo en la parte interior de los extremos de pala, o cerca de los mismos, donde el momento angular es mayor.

15.4.23 En los sistemas de rotor de alta inercia con elevado momento angular las revoluciones del motor tienden a fluctuar menos; a revoluciones de operación normales, debido a los menores ángulos de coneo, el mantenimiento de las revoluciones del motor requiere menos potencia; la entrada en autorrotación es más fácil y la ejecución de un enderezamiento de aterrizaje desde la autorrotación es más sencilla. Los sistemas de rotor de alta inercia pierden y ganan revoluciones lentamente, comparados con los sistemas de rotor de baja inercia. Debido al mayor momento angular y fuerza centrífuga conexa sobre el sistema de rotor de alta inercia, la cabeza del rotor y su transmisión tienen que ser más robustas que en el caso de rotores de baja inercia. Las palas también deben construirse más fuertes y resistentes, dado que cada sección de pala transporta una fuerza centrífuga mayor a lo largo de toda la pala. Por consiguiente, un rotor de alta inercia significa mayor peso básico. Los sistemas de rotor de alta inercia pueden ser más peligrosos en caso de que las revoluciones del rotor principal disminuyan, particularmente a baja altitud, dado que lleva más tiempo volver a acelerar hasta un número seguro de revoluciones del rotor. Un helicóptero con poca potencia y con poco o ningún margen entre la potencia requerida y la potencia disponible que opere con un sistema de rotor de alta inercia es especialmente susceptible a un accidente dado que se dispone de poco o ningún margen de potencia para recuperar a tiempo las revoluciones seguras del rotor principal.

15.4.24 Los rotores de baja inercia con momento angular menor pierden y ganan revoluciones de rotor rápida y fácilmente con variaciones del torque proporcionado por el motor, demandas del paso colectivo en el sistema de rotor y factores externos como las ráfagas de viento. Los rotores de baja inercia tienen un peso mínimo de palas y cubos y, con ello, costos inferiores. Al igual que los sistemas de rotor de alta inercia, un sistema de rotor de baja inercia con poca potencia puede no contar con suficiente potencia para acelerar nuevamente el rotor principal a un valor seguro de revoluciones. Los rotores de baja inercia tienen un control de actitud de disco más rápido y son más maniobrables comparados con los rotores de alta inercia. Los avances en los controles electrónicos de motores y en materiales compuestos han aumentado la seguridad operacional y fiabilidad de los rotores de baja inercia.

15.4.25 Dada una altitud, la inercia del rotor es un factor importante en la determinación del tamaño y forma del diagrama de altura-velocidad. Normalmente, el corredor de despegue de un sistema de rotor de baja inercia continúa hasta la velocidad de ascenso con mínima potencia (Vy), aproximadamente 45 a 50 nudos, antes de iniciar el ascenso en sí. Para un rotor de alta inercia, normalmente el ascenso se inicia después de la sustentación translacional efectiva (ETL), aproximadamente 15 a 20 nudos. Normalmente también, el área a evitar (sombreada) en la porción de crucero del diagrama para rotores de baja inercia comprende una envolvente mucho más alta que para los rotores de alta inercia.

15.4.26 El fuselaje o el tamaño del rotor no siempre indican la inercia de éste. Con un rotor de baja inercia, las revoluciones del rotor principal disminuyen rápidamente cuando el último motor se desactiva. Además, debido a este nivel de inercia relativamente bajo, puede ser necesario aplicar un colectivo considerable para impedir las condiciones de sobrevelocidad del rotor cuando el giroavión se está enderezando para aterrizaje en autorrotación, particularmente con pesos brutos cerca del máximo y a elevadas altitudes.

Vuelco dinámico

15.4.27 El vuelco dinámico es la consecuencia de un movimiento de balanceo introducido por un componente lateral del empuje del rotor principal. Cuando el helicóptero toca la superficie con un lado del tren de aterrizaje, la aeronave puede empezar a inclinarse y puede llegar al punto en que no puede controlarse. Durante despegues y aterrizajes normales o en pendiente mientras alguna parte del tren de aterrizaje, patín o rueda, actúa como pivote, se produce un momento por el componente lateral del empuje del rotor principal sobre el punto de contacto con la superficie. Normalmente, el momento de balanceo se contrarresta por la posición del peso de la aeronave entre las ruedas o patines. El movimiento opuesto al movimiento de balanceo disminuye a medida que la aeronave adopta progresivamente ángulos de inclinación más pronunciados manteniendo contacto con la superficie. El helicóptero alcanzará un ángulo de inclinación lateral más allá del cual es imposible detener el movimiento de balanceo. Si el helicóptero permanece en contacto con la superficie, se volcará sobre su lado. El ángulo más allá del cual es probable que esto suceda se denomina ángulo de balanceo crítico. La velocidad a la cual se inicia el movimiento de balanceo influye considerablemente en el ángulo de balanceo crítico. (Véase la Figura III-15-2).

15.4.28 Las causas principales del vuelco dinámico son una entrada inapropiada de los mandos y el no adoptar medidas oportunas para corregir la situación. El movimiento inadecuado del cíclico lateral por el piloto o la deriva lateral de la aeronave resultan en un vector de empuje lateral cuando el empuje del rotor principal es aproximadamente igual al peso de la aeronave. La componente del empuje hacia el lado tiende a mover el helicóptero lateralmente o hacer que éste se incline sobre un punto de pivote. El punto de pivote necesario para el vuelco dinámico es inferior al centro de gravedad vertical del helicóptero y normalmente es la parte inferior del aparato, el tren de aterrizaje. El movimiento de balanceo puede ocurrir en el despegue inicial con una excesiva compensación del cíclico lateral debida a un cambio en el peso y carga del helicóptero. También puede ocurrir cuando el tren de aterrizaje está impedido de moverse como cuando se ha atascado en barro, hielo o asfalto blando; cuando no se ha soltado una amarra o cuando el helicóptero se mueve hacia el lado en un vuelo estacionario y golpea la superficie o un objeto. La secuencia de vuelco dinámico puede llevar tan poco como dos segundos desde la iniciación del balanceo hasta el golpe de las palas del rotor con la superficie.

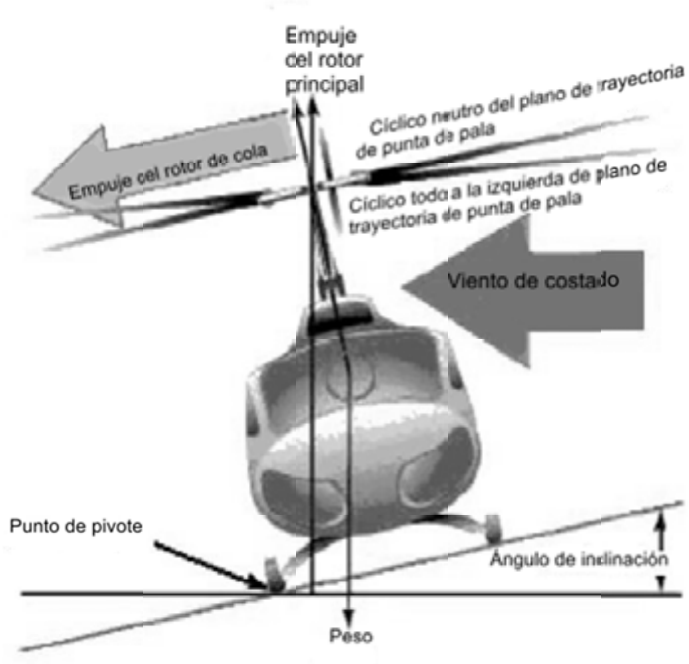


Figura III-15-2. Condiciones de vuelco dinámico

15.4.29 El vuelco dinámico ocurre en terrenos con pendiente no mejorados así como superficies planas mejoradas. Los factores físicos que contribuyen al vuelco dinámico son la velocidad del movimiento de balanceo, el centro de gravedad lateral, pesos brutos, empuje del rotor de cola, vientos cruzados, vientos de cola, superficie del suelo, pendientes y diseño del rotor principal. Las operaciones de vuelo en barcos o plataformas flotantes, particularmente si el área de aterrizaje se balancea durante el aterrizaje o despegue, pueden contribuir a un vuelco dinámico. Una pérdida de referencia visual debida a obstrucciones de la visibilidad, oscuridad, polvo y nieve también han contribuido a casos de vuelco dinámico.

Centro de gravedad lateral

15.4.30 A medida que los pasajeros, tripulantes o carga se cargan o descargan, o cuando los miembros de la tripulación se mueven en la cabina, los requisitos de cíclico lateral cambian. Si el helicóptero utiliza líneas de combustible interconectadas que permiten que el combustible se transfiera automáticamente de un lado a otro del helicóptero, el flujo gravitacional del combustible al tanque más bajo podría alterar considerablemente el centro de gravedad. Con cargas asimétricas, es más probable que el helicóptero se incline hacia el lado más pesado.

Empuje del rotor de cola

15.4.31 La tendencia a la traslación y el movimiento de rotación generados por el rotor de cola contribuyen a la tendencia del helicóptero a ingresar en un vuelco dinámico en el sentido del empuje antipar. Durante el vuelo estacionario, un helicóptero de un solo rotor principal tiende a derivar en el mismo sentido que el empuje del rotor antipar. El movimiento de deriva se denomina tendencia a la traslación. Dado que los rotores de cola están normalmente emplazados por encima del centro de gravedad en un vuelo estacionario, el empuje del rotor de cola también generará un movimiento de rotación en torno al centro de gravedad. Las entradas en los mandos para contrarrestar la tendencia a la traslación y el movimiento de rotación hacen que el tren de aterrizaje del lado opuesto al empuje de rotor antipar cuelgue más abajo durante vuelo estacionario. Esto limita la autoridad del mando del cíclico aplicada para corregir la iniciación de un vuelco dinámico. Algunos helicópteros tienen incorporado un sesgo a los mandos o al montaje de transmisión/rotor para contrarrestar esta tendencia natural.

Vientos cruzados

15.4.32 La presión o arrastre del viento sobre el fuselaje puede contribuir a condiciones de vuelco dinámico.

Vientos de cola

15.4.33 Rápidas entradas antipar para contrarrestar el efecto de los vientos de cola pueden contribuir también a condiciones de vuelco dinámico.

Pendientes

15.4.34 Las operaciones en pendiente representan la mayoría de los accidentes de vuelco dinámico. En una superficie inclinada, a menudo se mantiene demasiado cíclico hacia la pendiente cuando el tren de aterrizaje hacia abajo de la pendiente se eleva con el resultado de que la aeronave puede ingresar en un vuelco dinámico hacia arriba de la pendiente. Además, el helicóptero volcará si el aterrizaje o despegue continúa después de alcanzar los límites del cíclico durante operaciones en pendiente.

Diseño del rotor principal

15.4.35 El vuelco dinámico afecta a todos los tipos de sistemas de rotor en alguna medida. El vuelco dinámico parece afectar más a los diseños de rotor basculante. El mover lateralmente la palanca del cíclico en un helicóptero con rotor basculante inclina el disco del rotor y el vector de empuje pero nada más. La cabeza del rotor basculante debe esperar hasta que el vector de empuje "persuada" al fuselaje para que avance. No obstante, con un patín o rueda haciendo de punto de pivote, el fuselaje se mantiene tocando la superficie y no puede moverse bajo el disco del rotor. Una cabeza de rotor articulado o sin bisagras que esté un poco fuera de compensación lateral puede producir rápidamente un movimiento de cubo muy perturbador que podría resultar en un vuelco dinámico o una entrada en el cíclico opuesto puede impedir rápidamente que un movimiento de balanceo se transforme en un vuelco dinámico.

Cargas externas

15.4.36 La misma reacción de girar sobre un punto de pivote, como en el vuelco dinámico, puede ocurrir durante el vuelo en operaciones de carga externa si el helicóptero deriva lateralmente y una correa se pone tirante. Otra reacción similar se ve durante los aterrizajes con rodadura sobre superficies lisas si el helicóptero deriva lateralmente durante el recorrido de salida y el peso del aparato se traslada a una parte del tren de aterrizaje.

Descripción

15.4.37 La descripción siguiente de un vuelco dinámico se basa en un rotor principal que gira en sentido antihorario. Para un rotor principal que gira en sentido horario, inviértanse los términos izquierda y derecha:

a) Los factores que contribuyen a un vuelco dinámico en un rotor principal que gira en sentido antihorario son 1) patín o rueda derecha más baja que la izquierda con tendencia a la traslación del empuje del rotor de cola añadida a la fuerza de vuelco; 2) el centro de gravedad lateral derecho presiona al esquí derecho para que quede en contacto con el suelo; 3) vientos cruzados desde la izquierda que hacen que el disco se incline a la derecha; 4) entradas de guiñada izquierda que hacen que el helicóptero presente su patín derecho hacia adelante.

b) Cuando el patín o la rueda izquierda está hacia arriba de la pendiente, se dispone de menos mando del cíclico lateral debido a la tendencia de traslación del rotor de cola.

Centro de gravedad

15.4.38 El control de masa y centraje es una función operacional y es responsabilidad del explotador. En el Manual de vuelo de giroaviones (RFM) figuran instrucciones aprobadas para la carga. Las operaciones por encima del límite de peso máximo comprometen la integridad estructural del helicóptero y afectan negativamente su performance. El helicóptero puede no ser capaz de levantar el peso máximo que figura en el RFM con la potencia disponible en las condiciones de vuelo reales. El centrado también es crítico en algunos helicópteros totalmente cargados debido a que desviaciones del centro de gravedad tan pequeñas como de algunas pulgadas pueden cambiar considerablemente las características del manejo del aparato. Los helicópteros tienen un peso bruto máximo interno que se refiere a la masa dentro de la estructura del helicóptero y algunos tienen un peso bruto máximo externo que se refiere a la masa del helicóptero más cualquier carga externa. El despegue y aterrizaje de un helicóptero que no está dentro de los límites de masa y centraje, incluyendo aterrizajes subsiguientes a altitudes más elevadas no son seguros.

15.4.39 La gama de posiciones del centro de gravedad en un sistema de rotor rígido es amplia; la gama en un rotor plenamente articulado es estrecha, pero no tan restrictiva como en los casos de semirígidos o de cabeza basculante, que tienen una gama muy estrecha. La gama de centro de gravedad longitudinal es mayor que la lateral y está aumentada por el estabilizador o elevador horizontal.

15.4.40 El centro de gravedad está afectado por la ubicación de los tripulantes, pasajeros y equipaje. El consumo de combustible durante el vuelo puede hacer que el centro de gravedad se mueva fuera de sus límites. El movimiento de pasajeros, carga y tripulantes durante el vuelo también puede afectar negativamente el centro de gravedad. El centro de gravedad lateral puede superarse en algunos tipos de helicóptero por fuerzas externas como elevación con guinches o montacargas o descenso de personal (rapel). Pueden hacerse evidentes problemas de centro de gravedad durante la elevación inicial hasta el vuelo estacionario cuando el piloto evalúa la autoridad de mando cíclico disponible.

15.4.41 Las operaciones por encima del peso máximo pueden resultar en una deformación estructural o falla durante el vuelo si el helicóptero encuentra factores de carga excesivos, fuertes ráfagas de viento o turbulencia. Por otra parte, las operaciones por debajo de un peso mínimo pueden afectar negativamente las características de manejo del helicóptero y pueden impedir que se alcancen las revoluciones del rotor principal deseadas durante la autorrotación. Los registros de masa y centraje contienen datos fundamentales incluyendo una lista completa de todo el equipo opcional instalado.

15.4.42 La carga desequilibrada también disminuye la capacidad de maniobra. El mando cíclico es menos eficaz en sentido opuesto a la ubicación del centro de gravedad. Cuando esté está directamente por debajo del mástil del rotor, el helicóptero cuelga horizontalmente. Si el centro de gravedad está demasiado lejos hacia adelante del mástil, el helicóptero cuelga con su morro hacia abajo. Un centro de gravedad adelante puede darse cuando un piloto y un pasajero pesados despegan sin equipaje o lastre adecuado en la parte trasera del mástil del rotor. Con un centro de gravedad hacia adelante el helicóptero tendrá tendencia a inclinar el morro hacia abajo a altas velocidades. La situación empeora si los tanques de combustible están ubicados detrás del mástil del rotor y a medida que el combustible se consume el peso ubicado detrás del mástil del rotor disminuye y el centro de gravedad avanza hacia adelante limitando el movimiento del cíclico posterior. El centro de gravedad puede trasladarse hacia adelante hasta un punto en que no se disponga de suficiente cíclico posterior para detener el helicóptero. En caso de falla del motor y autorrotación, puede no haber suficiente control de cíclico para un enderezamiento apropiado en el aterrizaje. Un centro de gravedad delantero no será tan evidente cuando se vuele en estacionario contra un viento fuerte. Es necesario considerar la velocidad del viento y su relación con el desplazamiento hacia atrás del mando cíclico.

15.4.43 Si el centro de gravedad está demasiado atrás del mástil, el morro se eleva. Si se continúa el vuelo con un centro de gravedad posterior, puede que el helicóptero no esté en condiciones de volar en la gama de velocidad aerodinámica superior permitida debido a la inadecuada autoridad del cíclico delantero para mantener una actitud de morro abajo. Con un centro de gravedad extremadamente hacia atrás, las ráfagas o el aire agitado podrían acelerar el helicóptero hasta una velocidad mayor que la producida con el control de cíclico delantero completo. En este caso, la disimetría de la sustentación y del batimiento de las palas harían que el disco del rotor se inclinara hacia adelante. Con un mando cíclico delantero completo ya aplicado podría ocurrir un golpe de pala del rotor contra el tubo o botalón de cola.

Estado de anillo de vórtice (vórtice toroidal)

Anillos de vórtice

15.4.44 Un helicóptero en vuelo estacionario estable fuera del efecto de suelo (HOGE) produce un empuje total equivalente a su peso total. Esto genera vórtices a lo largo de toda la pala. En el extremo de pala de un helicóptero en vuelo estacionario se forma un vórtice de anillo continuo que fluye hacia abajo desde exactamente debajo de la punta de pala en forma de espiral. En la medida en que el vórtice de extremo de pala permanece relativamente pequeño, tiene pocas consecuencias sobre el empuje total generado por la pala del rotor. En el área desde el recorte de la pala hasta la raíz de ésta, hay una ligera corriente de aire ascendente. Si la palanca de paso colectivo se baja ligeramente, el empuje total deja de igualar al peso total del helicóptero y éste comienza un descenso, buscando el equilibrio entre el empuje y el peso a una velocidad de descenso particular. El flujo de aire ascendente a velocidades de descenso de bajas a moderadas disminuye el ángulo de ataque del flujo de aire inducido y en el medio de las secciones exteriores de la pala se genera un aumento del empuje y el helicóptero desciende a una velocidad vertical constante.

Los vórtices de punta de pala consumen potencia del motor pero no producen sustentación útil. En la medida en que los vórtices de punta de pala hacen una espiral hacia abajo y son pequeños, el único efecto es una pequeña pérdida en la eficiencia del rotor. A medida que la velocidad de descenso aumenta, el ángulo de ataque en las secciones internas de la pala se hace mayor y la sección de la raíz de la pala entra en pérdida. Un anillo de vórtice secundario se forma en la raíz de la pala en la intersección del flujo de aire ascendente y el inducido (descendente). (Véase la Figura III-15-3.)

Estado de anillo de vórtice incipiente

15.4.45 Si la velocidad vertical de descenso continúa aumentando y las palas del rotor se acercan más a las espirales de vórtice de punta de pala precedentes, estos vórtices comienzan a agrandarse. El helicóptero llega a un punto en el cual la mayor parte de la potencia desarrollada por el motor se desperdicia acelerando el aire en un patrón toroidal. En realidad, el helicóptero está volando dentro de su propio flujo descendente de aire perturbado. Las palas del rotor principal entran en pérdida solo en las secciones interiores cerca del cubo. Los síntomas característicos de esta condición son un aumento del nivel de vibración de la célula en baja frecuencia, movimientos de cabeceo y balanceo y un aumento de la velocidad vertical de descenso con un incremento de la aplicación del paso colectivo. El aumento del paso colectivo fortalece la acción de vórtice de punta de pala y disminuye el ángulo de ataque, y la sustentación generada, en las secciones exteriores de la pala. El área de pérdida aumenta en las secciones interiores de la pala. Las secciones interiores y exteriores de las palas producen menos empuje aumentando así la velocidad vertical de descenso. Si se baja posteriormente el colectivo ello hace que las secciones interiores de la pala entren en una pérdida más profunda y la sección de punta de pala reduce aún más su coeficiente de sustentación. El helicóptero ha entrado en el estado de anillo de vórtice.

Estado de anillo de vórtice

15.4.46 El estado de anillo de vórtice es una fase del vuelo de descenso caracterizada por un flujo de aire no uniforme y no continuo a través de las palas del rotor. Se encuentra cuando el helicóptero lleva una velocidad aerodinámica inferior al empuje traslacional equivalente, una velocidad vertical de descenso de aproximadamente un cuarto de la velocidad inducida en estacionario y con un reglaje de potencia parcial del colectivo. A este punto en el descenso, los vórtices de punta de pala han aumentado de tamaño justo debajo de las palas del rotor y el helicóptero comienza a experimentar mayores niveles de vibración y oscilaciones involuntarias de cabeceo y balanceo. Las variaciones de flujo y vibraciones extremas comienzan cuando la velocidad vertical de descenso es alrededor de la mitad de la velocidad inducida en estacionario. El vórtice en la intersección de la corriente ascendente de aire en las secciones interiores de las palas y la corriente descendente en las secciones exteriores se mueve cerca del centro del disco lo que resulta en un flujo neto de masa de aire nulo a través de las palas. Los efectos del estado de anillo de vórtice alcanzan un máximo a aproximadamente tres cuarto de la velocidad inducida en estacionario puesto que los vórtices fluyen periódicamente a través de las palas del rotor creando un aire muy inestable y turbulento con muy altos niveles de vibración, oscilaciones involuntarias de cabeceo y balanceo y pérdida de control. Aproximadamente a una vez y un cuarto de la velocidad inducida en estacionario los efectos del estado de anillo de vórtice desaparecen a medida que se forma una estela perturbada en el flujo ascendente por encima de las palas del rotor. No obstante, el helicóptero desciende ahora en estado de estela turbulenta y es altamente inestable y no experimenta autoridad de cíclico colectivo aumentando la velocidad vertical de descenso que puede aproximarse a 6 000 pies por minuto. Normalmente ocurrirá una autorrotación de equilibrio en el estado de estela turbulenta en la cual podría recuperarse el control.

Asentamiento con potencia

15.4.47 La expresión “asentamiento con potencia” la utilizan los explotadores para describir la condición de vuelo en la cual el helicóptero continúa su hundimiento aun cuando se aplique plena potencia de motor. Es el equivalente en helicópteros de una pérdida en aeronaves de ala fija. Algunas escuelas de vuelo de helicóptero requieren una

demostración de asentamiento con potencia en las primeras etapas del estado de anillo de vórtice. La recuperación normal enseñada consiste en reducir el paso colectivo, inclinar hacia abajo del morro para aumentar la velocidad aerodinámica hacia adelante y salir del aire perturbado. Si se dispone de altitud, la recuperación puede consistir en una entrada en autorrotación. En algunas escuelas de vuelo, especialmente escuelas militares de vuelo de helicóptero, donde se dispone de helicópteros con grandes volúmenes de potencia en exceso se puede enseñar a los alumnos a que, ante los síntomas iniciales de asentamiento con potencia, entren el cíclico hacia adelante aumentando el colectivo particularmente si se encuentra cerca del suelo. Cabe señalar que la tendencia de parte del piloto cuando ingresa en un asentamiento con potencia es tratar en primer lugar de frenar el descenso aumentando el paso colectivo lo que, muy probablemente, aumentará el área de pérdida de las secciones interiores de la pala y también la velocidad vertical de descenso.

Efectos de la carga del disco

15.4.48 La velocidad del flujo de aire inducido al disco del rotor es función de la carga del disco y de la altitud de densidad. Debería ejercerse cautela al aplicar textos que se refieren a una “alta” velocidad vertical de descenso dado que ello es relativo respecto a la carga del disco. Además, muchos textos señalan que los efectos iniciales de un estado de anillo de vórtice se notan a una velocidad vertical de descenso de aproximadamente 300 pies por minuto, o sea un cuarto de la velocidad inducida en estacionario. Esta cifra se basa en un helicóptero con carga del disco ligera, aproximadamente 2 libras por pie cuadrado, y operaciones a nivel del mar. Una carga del disco de 10 libras por pie cuadrado a nivel del mar resultaría en un cuarto de la velocidad inducida en estacionario de aproximadamente 685 pies por minuto. A altitudes de mayor densidad, el flujo de aire inducido aumenta para generar el mismo volumen de empuje. Los diseñadores de helicópteros a menudo demoran la entrada en los efectos del estado de anillo de vórtice mediante un aumento de la carga del disco, aumentando con ello la velocidad del flujo de aire inducido.

Autorrotación y estado de anillo de vórtice

15.4.49 Al ingresar en una autorrotación normal con el paso colectivo abajo, la velocidad vertical de descenso es demasiado elevada para que se desarrolle un estado de anillo de vórtice. Además, el ingreso en autorrotación es una recuperación respecto de un estado de anillo de vórtice y de asentamiento con potencia. No obstante, a veces se encuentra el estado de anillo de vórtice durante enderezamientos muy rápidos a baja potencia al final de una autorrotación o durante maniobras de tipo de parada rápida.



Figura III-15-3. Estado de anillo de vórtice

Insuficiente potencia disponible para terminar una aproximación

15.4.50 Con frecuencia, los intentos por terminar una aproximación al aterrizaje con elevado peso bruto o altitud de densidad elevada tienen como resultado que el helicóptero experimente un aterrizaje violento debido a que la potencia no es suficiente para terminar la aproximación. La velocidad vertical de descenso puede no haber sido suficiente para colocar al helicóptero en la fase de estado de anillo de vórtice incipiente. Cuando esto ocurre, las condiciones de flujo de aire a través del rotor son normales y no se ha generado un flujo de aire turbulento ni las consiguientes características de vibración de la célula del estado de anillo de vórtice.

Condiciones de vuelo

15.4.51 A menudo se encuentran accidentes de estado de anillo de vórtice durante aproximaciones al aterrizaje. Contribuyen a estos accidentes las aproximaciones con pendientes pronunciadas y altas velocidades verticales de descenso, altitudes de densidad elevadas donde el margen entre la potencia requerida y la potencia disponible disminuye, así como las aproximaciones a favor del viento. Otras condiciones que han contribuido comprenden las aproximaciones y despegues en formación cuando la aeronave que sigue vuela a través del aire perturbado de la aeronave que va adelante, operaciones a favor del viento con carga externa, intentos de ejecutar vuelo estacionario fuera del efecto de suelo a altitudes por encima del techo de estacionario y vuelo estacionario fuera del efecto de suelo sin mantener un control de altitud relativamente preciso.

Estado de anillo de vórtice del rotor de cola

15.4.52 El estado de anillo de vórtice del rotor de cola se trata en el párrafo 15.4.140, “Pérdida de eficacia del rotor de cola”.

Golpes de mástil

15.4.53 Los golpes de mástil ocurren solamente en los sistemas de rotor suspendidos o basculantes y son iniciados frecuentemente por entradas inadecuadas del mando cíclico por el piloto resultando en condiciones de vuelo inferiores a 0,5 “g”. Los golpes de mástil catastróficos ocurren durante el vuelo cuando el ángulo de batimiento del rotor principal supera sus límites de diseño (aproximadamente 12°). Los topes estáticos en las horquillas de las palas hacen contacto con el mástil y lo deforman con fuerza suficiente como para separar el rotor del mástil.

15.4.54 El sistema del rotor basculante se basa en la sustentación generada por el sistema del rotor principal para contrarrestar el peso del helicóptero. Los momentos generados por las fuerzas aerodinámicas sobre la cabeza del rotor basculante en condiciones de vuelo normales mantienen el fuselaje en su posición relativa respecto del disco del rotor. Un desplazamiento abrupto del mando de cíclico hacia adelante ya sea en vuelo rectilíneo y horizontal o a la conclusión de un ascenso pueden colocar al helicóptero en una condición de vuelo de baja “g”. El cíclico hacia adelante disminuye los ángulos de ataque de las palas a medida que el momento hacia arriba y adelante del helicóptero aumenta el flujo inducido. Como si fuera un giróscopo, el rotor principal continúa en su trayectoria de vuelo en la misma actitud. El empuje del rotor principal de un rotor basculante en condiciones de vuelo de baja “g” disminuye considerablemente hasta un punto en que el cíclico lateral tiene poco o ningún efecto. En un sistema de rotor en sentido antihorario en condiciones de baja “g” hay poco o ningún empuje hacia la izquierda para contrarrestar el movimiento de balanceo hacia la derecha generado por la posición del rotor de cola por encima del centro de gravedad del helicóptero. El empuje del rotor de cola también crea una guiñada hacia la izquierda. En un vuelo con baja “g” el sistema de rotor principal todavía responde a las entradas del mando del cíclico pero, debido a que el rotor principal no está produciendo empuje efectivo, la respuesta no se transmite al fuselaje. Si el piloto trata inicialmente de corregir el balanceo a la derecha con una entrada al cíclico izquierdo, lo cual constituye una respuesta “normal”, el ángulo de batimiento de las palas del rotor principal puede aumentar lo suficiente como para permitir que los topes estáticos de las horquillas de

las palas hagan contacto con el mástil. El mástil de un rotor basculante es relativamente largo; por consiguiente, el golpe en vuelo contra el mástil por las horquillas de pala genera una gran tensión que puede resultar en la deformación del mástil y la separación del rotor principal o puede permitir que una pala del rotor principal golpee el tubo o botalón de cola. Típicamente, la sección transversal de un mástil que ha fallado como resultado de golpes de mástil tiene una apariencia oval o rectangular en el lugar de la fractura. Debido a los giros impredecibles de un sistema de rotor principal separado, puede ocurrir también un golpe contra el fuselaje en vuelo después de la separación.

Ángulos de inclinación lateral pronunciados

15.4.55 A ángulos de inclinación lateral que se aproximan a los 90º el sistema de rotor puede ser inadvertidamente descargado por no mantener el piloto una “g” positiva suficiente (superior a 0,5 “g”) durante toda la maniobra y recuperación. Los ángulos de batimiento de la pala del rotor principal a baja “g” combinados con la entrada del cíclico lateral pueden hacer que las horquillas de la pala golpeen el mástil resultando en una falla de éste. Un batimiento de palas excesivo durante una recuperación en baja “g” respecto de un ángulo de inclinación lateral pronunciado también puede permitir que la pala golpee el fuselaje.

Movimiento abrupto de los mandos

15.4.56 Las rápidas inversiones de los mandos de balanceo o cabeceo pueden desplazar el plano del disco del rotor más rápidamente de lo que el fuselaje puede responder, conduciendo a golpes de mástil o contactos entre pala y fuselaje. Una entrada abrupta en los mandos podría ser resultado de un suceso externo como una maniobra para evitar un ave u obstáculo. Los movimientos abruptos de los mandos también pueden producirse por el acoplamiento aeronave-piloto resultando en un rebote del colectivo (delfineo) que puede generar un batimiento de pala excesivo.

Superación de la envolvente de vuelo

15.4.57 A altas velocidades hacia adelante en algunos diseños de helicóptero, la pérdida en la pala que retrocede puede avanzar hasta llegar a una inclinación hacia atrás del disco del rotor principal y a un batimiento excesivo de las palas, lo que resulta en golpes de mástil o contacto entre pala y fuselaje si no se detiene inmediatamente. La velocidad lateral excesiva (derrape) también contribuirá a un batimiento excesivo de las palas y a la posibilidad de golpes de mástil.

Bajas revoluciones del rotor principal

15.4.58 Revoluciones del rotor principal demasiado bajas como para poder recuperar el valor normal resultarán en un momento de rotación (fuerza centrífuga) de la pala del rotor principal inferior al necesario para contrarrestar la fuerza aerodinámica y el coneo. Esas bajas revoluciones del rotor principal pueden resultar en un batimiento excesivo de la pala del rotor respecto de cualquier cambio en el viento relativo, lo que puede conducir a golpes de mástil o a contacto entre pala y fuselaje.

Fallas mecánicas

15.4.59 Las fallas mecánicas pueden iniciar un abrupto movimiento en torno de los ejes de guiñada, balanceo y longitudinal del helicóptero que puede llevar a golpes de mástil. La reacción del piloto frente a una falla repentina del motor, pérdida de trasmisión del rotor de cola o cambio repentino en el centro de gravedad longitudinal como la pérdida de la caja de engranaje del rotor de cola u otros componentes estructurales pueden inclinar el disco más allá de sus límites y resultar en golpes de mástil. Un helicóptero con flotadores fijos tendrá tendencia a inclinarse en sentido opuesto del batimiento del rotor en el derrape, reduciendo el margen de contacto de la horquilla de la pala con el mástil del rotor.

Varios

15.4.60 Otras condiciones de vuelo que pueden iniciar entradas abruptas en los mandos y que conducen a golpes de mástil son la turbulencia, las ráfagas de viento y el vuelo de costado a la velocidad máxima permitida del helicóptero o cerca de la misma.

15.4.61 Los factores contribuyentes incluyen la altitud de densidad elevada, grandes pesos brutos y carga fuera de los límites del centro de gravedad.

15.4.62 También pueden ocurrir golpes de mástil no catastróficos en condiciones como las de fuertes vientos durante el arranque y la parada, durante aterrizajes en pendientes y durante las verificaciones de control en tierra.

15.4. 63 *"Martilleo de topes centrífugos".* Los sistemas de rotor de muchas palas presentan un fenómeno similar en el cual el excesivo batimiento de las palas durante maniobras con baja "g" pueden hacer que éstas golpeen los topes del mástil. Si bien el martilleo de los topes centrífugos puede no dañar el mástil, el batimiento excesivo de las palas en los rotores de muchas palas conduce ocasionalmente a contactos entre pala y fuselaje.

Resonancia de suelo

15.4.64 La resonancia de suelo es un acoplamiento potencialmente destructivo del movimiento adelanto-atraso de las palas de una cabeza de rotor totalmente articulado con el helicóptero en contacto con el suelo balanceándose hacia adelante y atrás y de lado a lado sobre su tren de aterrizaje cuando las palas del rotor se mueven fuera de fase entre ellas. El rotor principal actúa como un volante. El movimiento desfasado de las palas hace que el centro de gravedad se aparte del mástil en una espiral divergente creando una vibración en la célula. Al comienzo, la resonancia de suelo se reconoce por un lento balanceo del fuselaje que se transforma en vibración de bamboleo de amplitud creciente. Si no se adoptan medidas correctivas en una primera etapa, el grado de bamboleo puede aumentar rápidamente hasta que la aeronave sufre daños importantes o destrucción.

15.4.65 La resonancia del suelo es función de la amortiguación, tanto en la cabeza del rotor alrededor de las articulaciones de adelanto-atraso (arrastre) como en el sistema de tren de aterrizaje. Una de las condiciones más críticas para la resonancia se da exactamente antes de que el helicóptero se eleve o justo antes de que el peso completo de la aeronave se apoye en el tren al aterrizaje. En estas etapas, los componentes del tren de aterrizaje están completamente extendidos y no pueden proporcionar la amortiguación necesaria. La resonancia del suelo también ha ocurrido durante verificaciones del aseguramiento de la potencia y durante el rodaje en tierra cuando el helicóptero recibe una sacudida debida al golpe del tren con un objeto. Si las revoluciones son bajas, la medida correctiva normal para detener la resonancia de suelo es cerrar el mando de gases inmediatamente para detener rápidamente las revoluciones del motor y bajar completamente el colectivo a fin de poner las palas en paso bajo. Si las revoluciones están en la gama de operación normal, generalmente se intenta elevar el helicóptero del suelo para permitir que las palas se vuelvan a alinear.

Resonancia inducida por la tripulación

15.4.66 Durante el aterrizaje de un helicóptero, si se baja suavemente hasta el punto de contacto y se mantiene ligeramente sobre el tren de aterrizaje, puede iniciarse una oscilación o movimiento de bamboleo que conduce a la resonancia de suelo. Análogamente, un aterrizaje violento o mal ejecutado también puede desplazar las palas e iniciar la resonancia de suelo. El mismo fenómeno puede ocurrir cuando el despegue hacia el estacionario se ejecuta aplicando lentamente el paso colectivo y permaneciendo apoyado ligeramente sobre el tren de aterrizaje. Además, una sacudida hacia el lado al aterrizar puede desplazar la separación adecuada de las palas e inducir la resonancia de suelo. El acoplamiento entre aeronave y piloto puede exacerbar más aún la situación si la entrada de mandos del piloto está fuera de sincronización con las oscilaciones de resonancia de suelo.

Procedimientos de mantenimiento

15.4.67 Los fabricantes diseñan los helicópteros para proporcionar una amortiguación mutua entre el sistema de rotor principal y el tren de aterrizaje. Cualquier cosa que afecte esta amortiguación mutua puede provocar resonancia de suelo. Los montantes oleoneumáticos de amortiguación y los neumáticos del tren de aterrizaje principal así como los amortiguadores de adelanto-atraso del rotor principal deben mantenerse con arreglo a normas de aeronavegabilidad. Presiones desiguales del sistema oleoneumático y de los neumáticos así como amortiguadores que no se corresponden o están desajustados pueden exacerbar el bamboleo creado por una pala desfasada con respecto a las otras palas del rotor principal. Puede encontrarse un movimiento fuera de fase de las palas en adelanto y atraso si los amortiguadores de arrastre no están adecuadamente ajustados o mantenidos. Además, las palas del rotor principal desequilibradas o la incorrecta alineación de las mismas también pueden contribuir a la creación de frecuencias de excitación y a bamboleo que conducen a la resonancia de suelo. Por consiguiente, las operaciones en tierra iniciales o de mantenimiento después de cambios en los sistemas de rotor o en los servos de mando de vuelo deberían mencionar los efectos de resonancia de suelo en la información previa a los vuelos. También deberían quitarse las amarras para asegurar un movimiento libre del tren de aterrizaje.

Fallas de material

15.4.68 La libertad de las palas de rotor en torno a las articulaciones de arrastre requiere un dispositivo mecánico de amortiguación para cada pala a efectos de mantener una relación angular casi igual entre las palas de rotor en el plano de rotación, impidiendo así la excesiva oscilación y el desequilibrio geométrico. El mal funcionamiento del amortiguador durante el aterrizaje o el despegue puede resultar en un desplazamiento angular de la pala interrumpido, con movimiento del centro de gravedad y una falla estructural. Normalmente, los casos de mal funcionamiento durante el vuelo no son muy evidentes excepto por ligeros aumentos en las vibraciones de la célula. Normalmente, tanto en su construcción como en su función, los amortiguadores de arrastre son de tipo fricción, hidráulicos o elastoméricos. Los tipos de amortiguadores de fricción e hidráulicos normalmente permiten excursiones relativamente grandes de las palas mientras que los tipos de elastoméricos no permiten que las palas se aparten mucho de la separación geométrica correcta y, por consiguiente, tienden a proporcionar una mejor resistencia a la resonancia de suelo.

Resonancia en el aire

15.4.69 Un fenómeno similar al de resonancia de suelo se ha registrado durante el vuelo, en particular con rotores rígidos (sin articulaciones). Los rotores rígidos modernos tienen un tipo de amortiguador de adelanto-atraso y amortiguadores en el sistema de retención de pilón. El helicóptero puede ingresar en una posible inestabilidad y tambalearse en vuelo en un fenómeno denominado resonancia en el aire que puede ocurrir debido al acoplamiento dinámico de la flexibilidad del rotor y la flexibilidad de la retención del pilón. A la resonancia en el aire se aplican las mismas consideraciones que a la resonancia de suelo, excepto que las variables de retención del pilón sustituyen a las variables del tren de aterrizaje. La resonancia en el aire ha ocurrido durante condiciones de performance máxima tales como el transporte de una carga externa llevando al piloto a corregir el comportamiento de resonancia en el aire desprendiendo la carga y cambiando la dinámica entre el rotor y el pilón.

Rebote del colectivo

15.4.70 El rebote del colectivo, a veces denominado delfineo, es un fenómeno de acoplamiento entre aeronave y piloto provocado por el movimiento de la palanca del colectivo en un sentido contrario al movimiento longitudinal del fuselaje, lo que resulta en una dinámica de la aeronave que inesperadamente se desvía rápidamente de las intenciones del piloto en cuanto a mando y respuesta. El movimiento adverso creado por el rebote del colectivo puede aumentar rápidamente de magnitud y, si no se corrige, puede resultar en pérdida de control o en la destrucción del helicóptero en tres o cuatro impulsos. Esta condición normalmente comienza cuando hay un excesivo juego libre en la palanca del

colectivo que enfatiza una reacción biodinámica en el brazo del piloto que controla el colectivo. Las aceleraciones de la aeronave sobre el brazo del piloto aumentan la amplitud de las aceleraciones verticales. Además, las demoras mecánica y aerodinámica entre la entrada del mando y la reacción del helicóptero pueden hacer que el piloto aumente la entrada del mando más de lo necesario. Cuando el helicóptero reacciona a este conjunto inicial de entradas, el piloto puede entrar un mando opuesto para corregir y salir de la sincronización con los movimientos reales. Este fenómeno puede ocurrir en cualquier fase del vuelo, desde el estacionario al vuelo hacia adelante a alta velocidad, y se inicia normalmente por la reacción del piloto frente a un suceso exterior como ráfagas de viento o una maniobra para evitar choques con aves. Una condición ambiental que puede afectar la recuperación del rebote del colectivo es la disponibilidad, o la selección inapropiada, de referencias visuales externas necesarias para evitar o recuperarse del rebote del colectivo. Aunque se recomienda la fricción del colectivo para prevenir que ocurra el rebote, un excesivo apartamiento con respecto a un reglaje de fricción del colectivo ajustado también puede conducir al rebote del colectivo. Este fenómeno durante el vuelo puede llevar a la inestabilidad del sistema del rotor principal y podría iniciar un contacto de las palas del rotor principal con el fuselaje o choques de mástil.

15.4.71 Las cargas externas del helicóptero también pueden conducir a oscilaciones longitudinales y laterales en estacionario y en el vuelo hacia adelante que resultan en un rebote catastrófico del colectivo. Los efectos de acoplamiento de una carga colgante son función de la estabilidad pendular de la carga, la frecuencia pendular, el retraso de fase y la reacción de control del piloto y normalmente son mayores en el movimiento lateral. Otros factores pueden incluir la aerodinámica de la carga, la longitud de las correas y cables de los que cuelga, la elasticidad de correas y cables, la estela turbulenta del rotor y la velocidad de giro de la carga. Una reacción fuera de fase del piloto puede resultar en oscilaciones sostenidas o incontrolables que provocan la pérdida de la carga, la sobretensión del helicóptero o la pérdida de control.

15.4.72 Un fenómeno similar de acoplamiento entre aeronave y piloto también puede ocurrir lateralmente en el estacionario cuando la reacción del piloto deja de estar sincronizada con el movimiento real de la máquina. Aunque puede no conducir a fuerzas destructivas en el helicóptero, puede provocar la pérdida de control del mismo. Este fenómeno puede agravarse si la compensación del cíclico se encuentra en la posición “apagado”, con lo cual no hay relación entre la posición actual del cíclico y la posición neutra de éste. Oscilaciones laterales no controladas en estacionario pueden conducir a una toma de contacto con tierra inadvertida y a un vuelco dinámico.

15.4.73 El “rebote contra el suelo”, que normalmente constituye una condición benigna, ocurre cuando se opera en tierra. Este fenómeno indeseable se inicia cuando el helicóptero rebota en el eje vertical y se agrava con un acoplamiento entre aeronave y piloto en el intento por detener el rebote con el colectivo, en particular si hay poca o ninguna fricción en éste. El brazo del piloto se mueve en sentido contrario al del fuselaje. El rebote contra el suelo puede aumentar rápidamente su amplitud. El rebote contra el suelo puede inducir la resonancia de suelo.

Diagrama de altura-velocidad

15.4.74 El diagrama de altura-velocidad se conoce frecuentemente como “curva del hombre muerto”. Este diagrama define una envolvente de velocidad aerodinámica y altura sobre el terreno desde la cual no puede ejecutarse un aterrizaje seguro sin motor o con un motor inactivo. Antes del 31 de enero de 1983, el diagrama de altura-velocidad constituía una limitación operacional. Significaba restricciones operacionales a los helicópteros en diversas aplicaciones. Actualmente, el diagrama de altura-velocidad es una información sobre performance para helicópteros de Categoría B con nueve o menos asientos de pasajeros pero sigue siendo una limitación para los helicópteros de Categorías A y B con 10 o más asientos de pasajeros. Los diagramas de altura-velocidad se basan en una demora de un segundo en la adopción de medidas apropiadas por el piloto.

15.4.75 La capacidad del helicóptero de ejecutar un aterrizaje seguro en autorrotación después de una falla de potencia está limitada por la estructura y el diseño de un helicóptero determinado para ciertas combinaciones de altura geométrica y velocidad aerodinámica. Para los helicópteros monomotor y los helicópteros multimotores sin aislación entre motores, el diagrama de altura-velocidad se basa en la falla repentina de todos los motores.

(Véase la Figura III-15-4). Las fallas de potencia en las áreas sombreadas (a evitar) del diagrama para el vuelo a alta velocidad y el vuelo horizontal (crucero) pueden resultar en elevados riesgos de daños graves al helicóptero y lesiones a los ocupantes. Si se inició una autorrotación a partir de una combinación de elevada altitud/baja velocidad aerodinámica cabe esperar elevadas fuerzas de impacto vertical. Si se inició la autorrotación a partir de una combinación de baja altitud/elevada velocidad cabe esperar elevadas fuerzas de impacto horizontales. Una falla de motor en el descenso a través de la cuña del diagrama es menos crítica siempre que se disponga de un área de aterrizaje segura. Las áreas sombreadas del diagrama están separadas por un corredor de despegue que proporciona una trayectoria apartada de las áreas a evitar para que el piloto despegue utilizando sus habilidades normales.

Engelamiento en vuelo

15.4.76 El engelamiento en vuelo afecta el flujo de aire sobre las superficies expuestas, las irregularidades de la superficie y los conductos de admisión. La acumulación de hielo varía con el tiempo de exposición a las condiciones de engelamiento, la temperatura y el tamaño de las gotas de agua, la humedad relativa y la forma de la superficie y de los conductos de admisión. El hielo se forma cuando la humedad es elevada y las temperaturas son iguales o inferiores a 0°C (32ºF). El hielo se formará sobre las superficies superiores de las palas del rotor principal del helicóptero cuando la presión se reduce debido a mayores velocidades relativas de flujo, lo que crea una disminución de la presión del aire y la temperatura. La forma irregular del hielo que se forma disminuye la eficiencia aerodinámica de las palas.

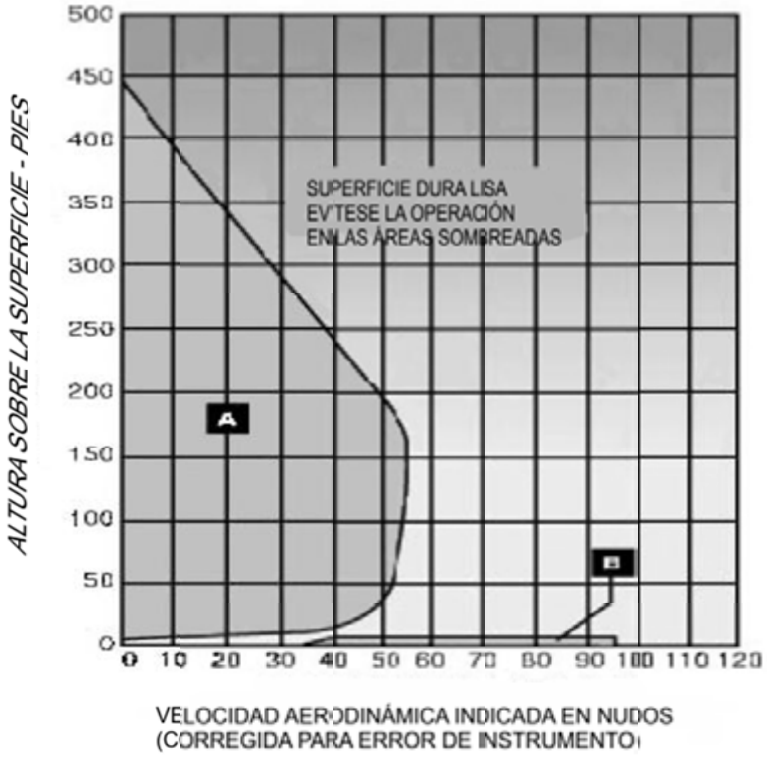


Figura III-15-4. Diagrama de altura velocidad

15.4.77 La velocidad con que se acumula hielo en pequeñas áreas superficiales como los filtros de admisión, los drenajes y respiraderos es función de la velocidad de la aeronave. La acumulación de hielo sobre las palas del rotor es función de la velocidad de rotación. Las secciones de pala que avanzan más rápido encuentran más gotas por segundo y acumulan hielo con mayor rapidez. Las secciones de pala que giran a velocidades relativas más elevadas producen calor mediante fricción y pueden impedir la formación de hielo cerca de los extremos de pala durante el vuelo normal. Por ejemplo, en la gama de temperaturas de 0°C a -6°C (32°F a 20°F), el hielo se formará en el borde de ataque de las palas desde la raíz hasta aproximadamente 70% de la pala hacia el extremo con una acumulación máxima de hielo en el medio del área afectada. En general, en esa gama de temperaturas, el último 30% exterior de la pala, donde se genera la mayor parte de la sustentación en el vuelo con motor, permanece libre de hielo debido a la fricción térmica.

15.4.78 La rapidez del deterioro de la performance debida al engelamiento en vuelo depende de la gravedad de las condiciones de engelamiento y de la forma del hielo. El engelamiento en vuelo provocará un aumento del coeficiente de resistencia al avance. Los sistemas antihielo o pasivos para contrarrestrar la acumulación de hielo comprenden materiales y revestimientos. La primera advertencia de acumulación de hielo al piloto puede ser un aumento del paso colectivo para mantener el vuelo horizontal y un aumento de la potencia para mantener las revoluciones del rotor.

15.4.79 La escarcha puede adherirse a la superficie del rotor mientras el helicóptero se encuentra en tierra con los rotores detenidos o con los rotores en movimiento. La eficiencia de la pala del rotor y la autonomía del helicóptero, la velocidad vertical de ascenso y la performance en estacionario se ven considerablemente reducidas por pequeñas cantidades de escarcha. La visibilidad a través del parabrisas puede disminuir cuando la condensación en la parte interior del parabrisas se transforma en hielo. Si se hielan las entradas del sistema pitot-estática, las grandes inexactitudes resultantes en la altitud y la velocidad aerodinámica podrían impedir la realización segura del vuelo por instrumentos.

15.4.80 Un ligero engelamiento en vuelo sobre rotores y superficies aerodinámicas puede tener como resultado que los mandos de vuelo se hagan más lentos y la célula comience a vibrar. El hielo se formará en los bordes agudos, antenas, conexiones de los mandos y en elementos similares. El hielo aumenta el peso del helicóptero y con ello los requisitos para la sustentación. Los topes centrífugos pueden funcionar mal debido a la acumulación de hielo.

15.4.81 Una acumulación de hielo moderada en las palas del rotor puede hacer que el helicóptero comience a descender a pesar del uso de toda la potencia disponible. La acumulación de hielo en el tubo de cola puede hacer que el helicóptero se aparte de los límites longitudinales del centro de gravedad.

15.4.82 Una cierta cantidad de hielo debe acumularse antes de que pueda ocurrir el desprendimiento natural. Las palas de elevada sustentación y flexibles son mejores para desprender el hielo que las palas de alta performance y más rígidas. La temperatura del aire exterior tiene una gran influencia en el desprendimiento de hielo. Rápidas entradas en los mandos o cambios de la velocidad del rotor pueden inducir un desprendimiento asimétrico. El desprendimiento asimétrico de hielo de las palas del rotor principal y del rotor de cola provocará un desequilibrio, la flexión de las palas y un aumento de las vibraciones de la célula. Los desequilibrios de las palas del rotor principal creados por el desprendimiento de hielo pueden provocar inestabilidad del rotor principal y vibraciones posiblemente destructivas. Los niveles de tensión impuestos sobre el sistema del rotor y la célula pueden exceder de los límites estructurales y de fatiga de la pala, del mástil y de las estructuras de apoyo de los rotores principal y de cola. Además, el desprendimiento de hielo puede dañar componentes esenciales para el vuelo, creando peligros. El desprendimiento de hielo en tierra crea peligros para el personal de tierra, los pasajeros y el equipo en las cercanías de los rotores en movimiento.

15.4.83 Las palas finas y de alta performance son más vulnerables al engelamiento que las palas más gruesas y de alta sustentación. Las palas de radio pequeño con más revoluciones de rotor tienden a acumular hielo a mayor velocidad que las palas que giran a menos revoluciones.

15.4.84 El engelamiento en vuelo puede deteriorar gravemente las características de autorrotación. La eficiencia de las palas del rotor es baja. En autorrotación, la región impulsora de la pala está emplazada cerca del medio de ésta que es también el área de mayor acumulación de hielo. La velocidad vertical de descenso en autorrotación debe ser mayor para compensar la pérdida de eficiencia. El tope inferior del colectivo puede ser demasiado elevado para establecer la velocidad de rotor deseada. La velocidad de rotor mínima segura para mantener una velocidad vertical de descenso aceptable será mayor que la normal. Con una mayor resistencia al avance creada por el hielo sobre las palas, la capacidad de aumentar la velocidad del rotor en la maniobra de enderezamiento será inferior. Debido a que la capacidad de sustentación es inferior, el aumento del factor de carga que puede generarse mediante un aumento del paso colectivo al terminar la autorrotación es mínimo o nulo. El investigador puede encontrar que las revoluciones del rotor principal han disminuido y que las palas del rotor principal entraron en un batimiento excesivo con resultados catastróficos.

15.4.85 Dado que muy pocos helicópteros están aprobados para operar en condiciones de engelamiento conocidas, rara vez se encuentra engelamiento en las operaciones normales de helicóptero. Los que están aprobados para operar en condiciones de engelamiento conocidas son normalmente helicópteros grandes que cuentan con un sistema de detección de hielo o con medios para determinar la formación de hielo en las partes críticas del aparato. El deshielo de las palas del rotor se efectúa normalmente por medios eléctricos a partir de un generador de corriente alterna montado en la transmisión. Los conductos de admisión al motor pueden calentarse eléctricamente o mediante aire de sangrado. Para los helicópteros que cuentan con sistemas de deshielo la investigación debe considerar que el uso de dichos sistemas tiene sus límites. El vuelo a través de lluvia engelante o de bruma engelante está prohibido. El desprendimiento de hielo utilizando un sistema de deshielo puede ser incompleto si el sistema arranca antes de que haya acumulación suficiente de hielo sobre las palas. Otros problemas pueden ocurrir si el ciclo del sistema de deshielo está desfasado y provoca un desprendimiento asimétrico del hielo. El sistema también puede fallar. Después de la falla del sistema de deshielo, el helicóptero debería ser controlable durante 15 minutos. En caso de falla del motor, un helicóptero aprobado para volar en condiciones de engelamiento conocidas debería poder completar con seguridad una autorrotación.

Paso excesivo

15.4.86 El paso excesivo es un fenómeno que sucede cuando el paso colectivo se aumenta hasta un punto en que el ángulo de ataque de las palas del rotor principal crea tanta resistencia al avance que toda la potencia del motor disponible no puede mantener o restaurar las revoluciones operacionales normales. A bajas revoluciones del rotor, el ángulo de ataque de las palas aumenta, el coneo aumenta y la resistencia al avance aumenta. Aumentar el colectivo solo resultará en una disminución adicional de las revoluciones del rotor. Los elevados ángulos de entrada de flujo (ángulo inducido) y la resistencia al avance del rotor hacen disminuir rápidamente las revoluciones del rotor principal. Las revoluciones del rotor principal pueden disminuir hasta un punto en que todas las palas del rotor entren en pérdida. El rotor de cola se ve afectado y también puede perderse el control antipar.

15.4.87 Si el piloto permite que las revoluciones del rotor disminuyan hasta el punto en que todas las palas del rotor entran en pérdida, el resultado en altitud es normalmente fatal. Puede ocurrir de varias formas, tales como simplemente permitir que disminuyan las revoluciones del rotor principal, o una lenta coordinación entre la aplicación del mando de gases y el aumento del paso colectivo, el mover el mando de gases en el sentido equivocado, y en seleccionar más paso colectivo que la potencia disponible. Cuando disminuyen las revoluciones del rotor, el piloto trata de mantener la misma cantidad de sustentación aumentando el paso. A medida que aumenta el paso, también lo hace la resistencia al avance, lo que exige más potencia para tratar de acelerar las palas a las revoluciones adecuadas. Cuando ya no se dispone de potencia para mantener las revoluciones por minuto y, con ello, la sustentación, el helicóptero comienza a descender. Esto cambia el viento relativo y continúa aumentando el ángulo de ataque. A bajas revoluciones del rotor, se forman altos ángulos de coneo que producen altos niveles de tensión en la flexión de las palas. Pueden formarse grandes ángulos de batimiento o problemas de control. En algún punto las palas entrarán en pérdida a menos que se restauren las revoluciones. Si se baja el colectivo al máximo ello podrá hacer más profunda la entrada en pérdida. Si todas las palas entran en pérdida es imposible obtener un flujo de aire uniforme a través de las palas. La rotación de las palas puede detenerse antes de que el helicóptero descienda a la superficie.

15.4.88 Una técnica para recuperarse del paso excesivo en estacionario es que el piloto aplique inmediatamente mando de gases adicional, si se dispone del mismo, disminuyendo levemente al mismo tiempo el colectivo. Esto reduce el paso del rotor principal, el ángulo de coneo y la resistencia al avance. Esta técnica puede repetirse varias veces para recuperar el número normal de revoluciones para operar, por ello a veces se la denomina “ordeñar el colectivo”. Cuando se opera en altitud, normalmente el colectivo se disminuye solo una vez para tratar de recuperar la velocidad del rotor. La cantidad de paso colectivo disminuida dependerá de la altitud.

15.4.89 La selección de paso excesivo puede ocurrir en cualquier fase del vuelo con motor. Un elevado peso bruto, una elevada altitud de densidad y temperaturas elevadas son factores contribuyentes. La abrupta aplicación al terminar una autorrotación, una parada rápida, la aproximación al aterrizaje o el aterrizaje o un aterrizaje interrumpido y las operaciones en condiciones en que no es posible el vuelo estacionario para salir del efecto de suelo pueden provocar que el helicóptero ingrese en el fenómeno de paso excesivo.

15.4.90 La selección de paso excesivo a bajas revoluciones del rotor y entrada en pérdida de las palas es mayor en los helicópteros pequeños con motor de émbolo y baja inercia de las palas. En un motor de émbolo, las revoluciones del motor también disminuirán y podrán interrumpir su operación durante el paso excesivo.

15.4.91 Los motores de turbina también son susceptibles al paso excesivo aunque la frecuencia con que ocurre el fenómeno es muy inferior. Cuando se opera en un nivel de baja potencia, como en la autorrotación, el generador de gas de la turbina también gira a bajas revoluciones. Un aumento del paso colectivo al terminar la autorrotación exige una demanda de potencia de la turbina libre. El atraso en la respuesta de potencia resulta en una caída de las revoluciones del rotor principal. La aplicación de mando de gases y colectivo puede no ser coordinada y el regulador podría no aumentar el flujo de combustible lo suficientemente rápido. Si la aplicación de aumento del paso colectivo es abrupta, la caída en cuestión puede ser suficientemente grande como para frenar el rotor hasta el punto del paso excesivo. La mayoría de los helicópteros de turbina incorporan el uso de un “anticipador” en el movimiento del colectivo para contrarrestar la demora en la respuesta de potencia.

15.4.92 Se requiere un aviso de baja velocidad de rotor en todos los giroaviones monomotores y en los giroaviones multimotores cuando no hay un aumento automático en la salida de potencia del motor restante cuando falla un motor. La mayoría de los helicópteros multimotores tienen esta advertencia instalada por el fabricante. La porción auditiva de la alarma de bajas revoluciones es normalmente clara para evitar confusiones con el sistema de alarma. El sistema de advertencia de bajas revoluciones normalmente tiene un conmutador o botón de desactivación por el piloto. Por lo menos un fabricante ha instalado un conmutador de desactivación de advertencia de bajas revoluciones en la posición de colectivo abajo completo.

Pérdida de la pala que retrocede

15.4.93 La entrada en pérdida de la pala que retrocede se da cada vez que el ángulo de ataque de esa pala excede el ángulo de ataque de la sección de la pala que entra en pérdida. Esta condición se inicia en forma benigna en el vuelo a velocidad moderada en el extremo de la pala del rotor que retrocede debido al batimiento de la pala y al flujo de aire relativo más lento. Para que la pala que retrocede desarrolle el mismo empuje y sustentación que en la pala que avanza, debe funcionar a este flujo de aire más lento con un mayor ángulo de ataque. Si el paso de la pala se aumenta o se incrementa la velocidad hacia adelante, la porción en pérdida del disco del rotor se hace mayor con la pérdida que avanza desde el extremo de la pala del rotor hacia el buje del rotor. El helicóptero puede comenzar a vibrar a una baja frecuencia que es proporcional al número de palas del rotor y a la velocidad de éste. A medida que los momentos de cabeceo de la pala se introducen a través de la cabeza del rotor y del sistema de mandos de vuelo, pueden sentirse vibraciones, dureza y sacudidas de palanca. Cuando aproximadamente el 15% del disco del rotor ha entrado en pérdida, el helicóptero puede ingresar en un violento cabeceo de morro hacia arriba, fuertes vibraciones y una tendencia al balanceo en el sentido de la pala que retrocede. La condición de pérdida impide el batimiento hasta llegar a la igualdad y el mayor ángulo de la pala coloca a la pala que retrocede en una condición de pérdida más profunda. Si la pérdida es grave, la tendencia del cabeceo hacia arriba puede hacerse incontrolable y el helicóptero puede ingresar en una pérdida de control parcial o irrecuperable.

15.4.94 Si las condiciones para la pérdida de pala que retrocede se alcanzan lentamente, se proporciona un aviso adecuado en forma de vibraciones y retroacción a los mandos.

Recuperación

15.4.95 El mover el cíclico hacia atrás solo empeora la pérdida, dado que el ciclo hacia atrás produce un efecto de enderezamiento aumentando así los ángulos de ataque. Si se empuja hacia adelante el cíclico eso también agrava la pérdida, dado que el ángulo de ataque de la pala que retrocede aumenta. La correcta recuperación respecto de la pérdida de la pala que retrocede requiere que el colectivo se baje reduciendo el ángulo de ataque y luego se coloque el cíclico hacia atrás para ir frenando el helicóptero. Si el bajo número de revoluciones del rotor fue un factor causante de la pérdida de la pala que retrocede, deberán aumentarse dichas revoluciones.

Elevada altitud de densidad

15.4.96 A medida que la altitud de densidad aumenta, se requieren mayores ángulos de ataque de la pala para mantener la sustentación a una determinada velocidad aerodinámica.

Elevado peso bruto

15.4.97 A medida que el peso del helicóptero se aproxima al valor de peso bruto máximo, se requieren mayores ángulos de ataque de la pala para producir mayor sustentación a efectos de contrarrestar el mayor peso.

Bajas revoluciones del rotor

15.4.98 A medida que las revoluciones del rotor principal disminuyen con respecto a las revoluciones de operación normales, se requieren mayores ángulos de ataque de la pala para obtener un determinado empuje del rotor, y con ello un mayor ángulo de ataque.

Maniobras

15.4.99 Las deflexiones de mandos excesivas o abruptas a altas velocidades hacia adelante aumentarán el requisito de sustentación y el ángulo de ataque de la pala.

Ráfagas de viento

15.4.100 Las violentas ráfagas ascendentes resultan en aumentos temporarios del ángulo de ataque de la pala.

Pérdida en la pala que avanza

15.4.101 La pérdida en la pala que avanza se encuentra en condiciones de vuelo similares a la pérdida en la pala que retrocede: elevada velocidad aerodinámica, elevadas altitudes de densidad y elevados pesos brutos. A elevados números Mach de la pala que avanza en el área del extremo de pala, los efectos de compresibilidad del flujo de aire debido a la formación de ondas de choque localizadas en las superficies superiores desplazan el centro de presión hacia atrás. Los abruptos aumentos en la resistencia al avance relacionados con las ondas de choque producen una perturbación del flujo de aire. Las vibraciones se sienten en todo el helicóptero. El morro del helicóptero tiende a

cabecear hacia abajo y el helicóptero en sí tiende a inclinarse en el sentido de la pérdida de pala que avanza. En ciertas condiciones, el helicóptero puede sufrir daños estructurales. Algunos nuevos diseños de pala de rotor contrarrestan este efecto sobre la pala que avanza barriendo hacia atrás la porción exterior de la pala o por medio de una torsión de la pala para reducir el ángulo de ataque en el extremo de la misma.

Altitud de densidad

15.4.102 La altitud de densidad es la altitud en la atmósfera tipo que corresponde a un determinado valor de densidad del aire. Aunque la altitud de densidad se interpreta con frecuencia como altitud de presión corregida para diferencias de temperatura que no son normales, en las operaciones de helicóptero el contenido de humedad del aire se incluye en la definición del concepto. Mayores altitudes de densidad significan menor performance del helicóptero. Las elevadas altitudes de densidad pueden estar presentes a bajas elevaciones en días cálidos.

15.4.103 La altitud de densidad, más que cualquier otro factor, afecta la performance operacional del helicóptero. La mayoría de los gráficos y cálculos sobre performance proporcionados en los manuales de vuelo de giroaviones se basan en los efectos de la altitud de densidad sobre la performance en estacionario. Por ejemplo, a medida que la altitud de densidad aumenta, también la potencia requerida para el vuelo estacionario aumenta. En el aire más fino de altitudes de densidad mayores, el ángulo de ataque de la pala aumenta con el aumento de resistencia al avance para proporcionar la misma sustentación que a bajas altitudes. Los diagramas de altura-velocidad se ven afectados por cambio en la altitud de densidad. A medida que la altitud de densidad aumenta, la altura de crucero mínima también aumenta y la velocidad mínima aumenta en la cuña de la curva.

15.4.104 La salida de potencia del motor disminuye con el aumento de la altitud de densidad. Todos los motores alcanzan una altitud por encima de la cual comienza a disminuir la producción de potencia. Un motor de émbolo sin sobrealimentación disminuye la producción de potencia con el aumento de las altitudes sobre el nivel del mar. Los motores de émbolo sobrealimentados mantendrán la producción de potencia hasta una determinada altitud por encima del nivel del mar y luego disminuirán la producción de potencia por encima de dicha altitud. Un motor de turbina típico con potencia nominal reducida producirá la misma potencia desde el nivel del mar hasta una altitud mucho mayor que un motor de émbolo sobrealimentado, pero también alcanzará una altitud por encima de la cual disminuye la producción de potencia. A altitudes de densidad muy elevadas, el máximo valor del mando de gases en cualquier helicóptero puede no producir el 100% de las revoluciones normales del rotor. (Véase la Figura III-15-5).

15.4.105 En el aire más fino de las elevadas altitudes de densidad, las palas del rotor principal deben funcionar con mayores ángulos de ataque para producir la misma sustentación que a nivel del mar. Con el mayor ángulo de ataque, el helicóptero induce un mayor flujo de aire entrante por encima del disco del rotor y produce una mayor velocidad de deflexión descendente.

15.4.106 La presión parcial de las mayores altitudes de densidad tendrán efectos sobre los sistemas. Por ejemplo, puede ser necesario que las bombas elevadoras de presión de combustible estén conectadas por encima de ciertas altitudes para proporcionar suficiente presión a la bomba de combustible impulsada por el motor.

15.4.107 A medida que aumenta la altitud de densidad, se tendrá que reducir el peso bruto.

15.4.108 La máxima altura de vuelo estacionario con efecto de suelo disminuye con el aumento de la altitud de densidad. Una altitud de densidad puede alcanzarse donde puede no ser posible el estacionario con efecto de suelo y el ascenso vertical después del despegue.

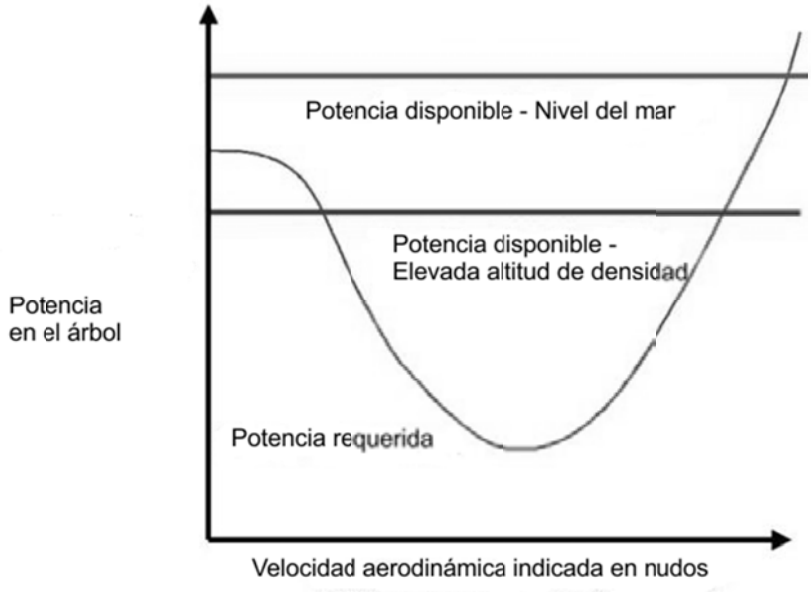


Figura III-15-5. Potencia disponible vs potencia requerida

15.4.109 A elevadas altitudes de densidad, los rotores de cola encuentran la necesidad de contar con mayor potencia para aumentar el ángulo de ataque a efectos de producir un empuje suficiente para contrarrestar el par de fuerzas del rotor principal. Para algunos helicópteros, la creciente necesidad de potencia del rotor antipar con el aumento de la altitud de densidad tiene consecuencias sobre la capacidad de performance. Durante operaciones a elevada altitud, el valor máximo antipar producido por el rotor de cola durante un estacionario puede no alcanzar para superar el par del rotor principal, incluso si el peso bruto está dentro de los límites. Algunos helicópteros tienen una altitud de densidad máxima basada en la capacidad antipar.

Efecto de suelo

15.4.110 El efecto de suelo para helicópteros puede considerarse como un fenómeno similar en las aeronaves de ala fija. Comparado con la performance necesaria para el estacionario fuera del efecto de suelo (HOGE), el vuelo estacionario con efecto de suelo (HIGE) presenta ventajas respecto de la producción de sustentación o de la reducción de la potencia necesaria para el vuelo estacionario con el mismo peso cuando se realiza aproximadamente un diámetro de disco de rotor o menos por encima de la superficie. En ese HIGE, cesa la velocidad vertical de la deflexión descendente inducida, reduciendo el flujo inducido sobre el disco del rotor. (Véase la Figura III-15-6). Los ángulos de ataque de la pala aumentan con el correspondiente aumento de sustentación. El efecto de suelo también hace que una mayor parte de la pala produzca sustentación restringiendo la generación de vórtices de extremo de pala.

15.4.111 Por encima del valor de un diámetro de disco de rotor, sin velocidad hacia adelante, el flujo de aire inducido deja de estar restringido y en los vórtices de extremo de pala aumentan. Como resultado, aumenta también la resistencia del avance lo que significa que se necesita un mayor ángulo de cabeceo y más potencia mientras se vuela estacionario fuera del efecto de suelo para mover el aire hacia abajo a través del rotor. La potencia requerida para el HOGE es mayor que la requerida para el HIGE.

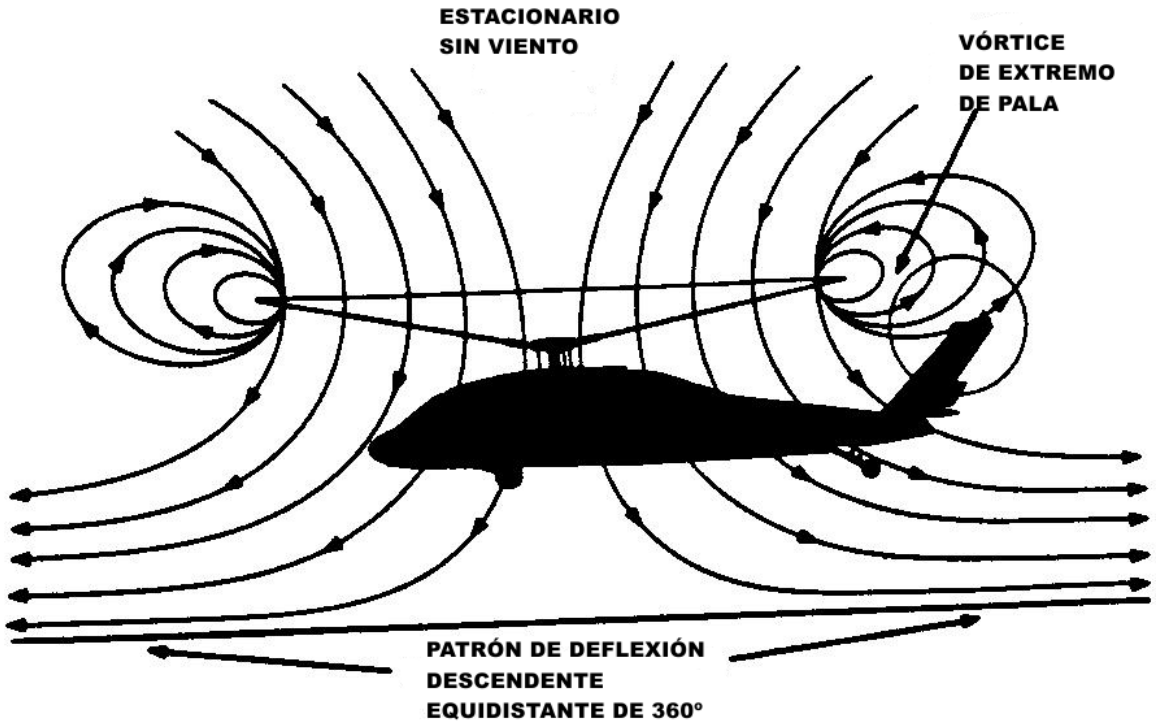


Figura III-15-6. Estacionario con efecto de suelo

15.4.112 En el despegue respecto del HIGE, a medida que la velocidad aerodinámica comienza a aumentar, las ventajas del efecto de suelo disminuyen hasta que se alcanza una velocidad de sustentación traslacional efectiva (ETL). La potencia necesaria para el vuelo estacionario hasta la ETL aumenta para mantener la misma capacidad de sustentación y la misma altura por encima de la superficie. Una vez alcanzada la ETL, la necesidad de potencia disminuye rápidamente al valor de potencia de ascenso. A diferencia del fenómeno de efecto de suelo en aeronaves de ala fija, el efecto de suelo en helicópteros desaparece a una velocidad relativamente baja después de la transición a través de la ETL.

15.4.113 El efecto de suelo alcanza su valor máximo en condiciones de ausencia de viento sobre una superficie firme y lisa. Las hierbas altas, el terreno rugoso, los revestimientos, la proximidad a edificios y las superficies de agua alteran el patrón del flujo de aire, provocando recirculación y un aumento en los vórtices de extremo de ala del rotor.

15.4.114 Las superficies irregulares pueden encontrarse en operaciones con carga externa, de explotación forestal y trabajos con guinches así como desde plataformas, edificios, crestas, collados, pendientes y espacios confinados. Es posible que en la aproximación o en estacionario sobre una superficie irregular parte del disco del rotor se encuentre bajo el efecto de suelo y el resto fuera del efecto de suelo. Esto generará un momento de cabeceo o de balanceo en el helicóptero como resultado de la producción no simétrica de empuje del rotor sobre todo el disco.

Cartas de performance

15.4.115 La performance de los helicópteros gira en torno de si el aparato puede o no volar en estacionario. Un estacionario requiere más potencia que cualquier otro régimen de vuelo. El estacionario se ve fuertemente influido por la altitud de densidad. Al elaborar las cartas de performance, los fabricantes de aeronaves formulan ciertas hipótesis sobre la condición del helicóptero y la capacidad del piloto. Se supone que el helicóptero está en buenas condiciones de funcionamiento. La performance del motor se basa en el motor con especificación de performance mínima instalado a menos que se apruebe una performance de motor nominal reducida. Se supone que el piloto ejecuta los procedimientos operacionales normales y cuenta con capacidades de vuelo promedio. Promedio significa que el piloto es capaz de ejecutar cada una de las tareas requeridas en forma correcta y en los momentos oportunos. Los fabricantes no ensayan el helicóptero en todas y cada una de las condiciones indicadas en una carta de performance, simplemente calculan matemáticamente los datos restantes. Aunque pueden tener en cuenta los efectos del uso operacional, como las palas sucias o los cojinetes gastados, los fabricantes no tienen que incorporar factores de seguridad operacional en los datos de performance. No obstante, la autoridad de certificación es responsable de la realización de ensayos periódicos para verificar si los datos de performance son adecuados.

15.4.116 Cada Manual de vuelo del giroavión (RFM) es único y específico y contiene información específica sobre esa aeronave en particular, el equipo instalado y la masa y centraje del helicóptero. La sección sobre limitaciones comprende aquellas requeridas por reglamento y toda otra información sobre limitaciones que el fabricante cree necesaria para las operaciones seguras. Ciertas cartas de performance incluidas en la sección sobre datos de performance pueden ser limitaciones si son indicadas como tales en la sección sobre limitaciones.

15.4.117 Los límites de peso figuran en la sección sobre limitaciones. Para pesos que varían con la altitud, temperatura y otras variables, normalmente se proporcionan gráficos en la sección sobre datos de performance y se consideran limitaciones por referencia específica a estos gráficos de peso en la sección de limitaciones. Análogamente, los gráficos de centro de gravedad que figuran en la sección sobre datos de performance pueden constituir limitaciones por referencia específica a esos gráficos en la sección de limitaciones.

15.4.118 La sección sobre datos de performance incluye toda la información obligatoria por reglamento y cualquier otra información adicional sobre performance que en opinión del fabricante puede aumentar la seguridad operacional. Los gráficos comunes que figuran en la sección sobre datos de performance y que pueden resultar útiles durante una investigación comprenden:

a) carta de aseguramiento de potencia;

b) información sobre estacionario: performance en estacionario con efecto de suelo y fuera del efecto de suelo para operaciones con helicópteros monomotor o multimotores e incluye cualquier efecto de viento relativo;

c) performance de despegue y aterrizaje y ascenso: perfiles de despegue y aterrizaje, curvas de altura-velocidad, velocidades de autorrotación, despegue y aterrizaje por encima de obstáculos de 50 ft y cualquier otro dato aplicable al helicóptero en cuestión;

d) calibración de velocidad aerodinámica; y

e) el diagrama de altura-velocidad (H-V) es información de performance para helicópteros de Categoría B que pesan 20 000 libras o menos y con nueve, o menos, asientos de pasajeros. No obstante, el diagrama de altura-velocidad constituye una limitación para los helicópteros de Categoría A y los de Categoría B con 10 o más asientos de pasajeros. Por otra parte, para los helicópteros de Categoría A, si los procedimientos y perfiles que figuran en la sección sobre procedimientos normales o en la sección sobre datos de performance proporcionan la misma información que figura en el diagrama H-V y se indican como requisitos obligatorios en la sección sobre limitaciones, entonces el diagrama H-V que figura en esa sección es opcional.

15.4.119 La sección sobre suplemento de equipo operacional puede modificar las limitaciones, los procedimientos (tanto normales como de emergencia) y las características de performance del helicóptero básico. Esta sección contiene a menudo información que puede no correlacionarse bien si se instalan dos o más paquetes de equipo opcional en el helicóptero en cuestión.

15.4.120 Los datos sobre performance presentados en la sección sobre datos del fabricante o “no aprobados”, no deberían incluir datos que vayan más allá de las limitaciones operacionales. Por ejemplo, si los límites de peso-altitud-temperatura (WAT) para el despegue y el aterrizaje se basan en la capacidad de performance con efecto de suelo a una altura de patines de cinco pies, los datos de performance para estacionario con altura de patines de tres pies que permiten un aumento de los pesos en estacionario no deberían presentarse en la sección sobre datos del fabricante a menos que se identifiquen claramente como que están más allá de las limitaciones operacionales para las operaciones normales.

15.4.121 La masa y centraje, a diferencia del peso y carga, figura en una sección separada. En esa sección habrá tablas para tripulantes, tablas para pasajeros, tablas para combustible y aceite, tablas para carga y cualquier otra tabla sobre cargas aplicable al helicóptero en cuestión.

15.4.122 La performance del giroavión puede variar considerablemente a lo largo de un vuelo breve debido a grandes cambios en los requisitos de peso, altitud de densidad y estacionario. Esto puede hacer necesario realizar cálculos adicionales sobre performance del giroavión cuando las condiciones de vuelo o las misiones cambian. Los registros de esos cambios de perfil de misión y de cálculos de performance son fundamentales para performance de vuelo segura y deberían tenerse en cuenta en las investigaciones de accidentes.

Sustentación traslacional efectiva

15.4.123 Desde el punto de vista operacional, la sustentación traslacional es la sustentación adicional (o empuje del rotor) obtenida con el mismo reglaje de potencia de la mayor eficiencia del sistema de rotor al aumentar la velocidad aerodinámica de 12 a 16 nudos.

15.4.124 En un vuelo estacionario estable sin vientos con solo un componente de flujo de aire vertical a través de las palas del rotor, el helicóptero no genera empuje traslacional. Esto puede visualizarse como si el giroavión se balanceara en una burbuja de aire. La sustentación traslacional comienza con cualquier flujo horizontal de aire a través del rotor. A velocidades muy bajas, es prácticamente imposible que el piloto detecte la sustentación traslacional. A aproximadamente cinco a siete nudos, los vórtices en el frente del helicóptero avanzan hacia adentro bajo el extremo de la pala del rotor. El aire de los vórtices circula a través del rotor con un componente hacia abajo. Sin un cambio en el paso colectivo, o en la potencia, el rotor no genera tanta velocidad inducida al aire y por ello no genera tanta sustentación como en estacionario. El helicóptero se asienta ligeramente. A medida que la aeronave aumenta su velocidad a través de 12 a 16 nudos, la sustentación traslacional se hace evidente como vibración y sacudidas de la célula. A esta velocidad, el rotor sale fuera de sus vórtices e ingresa en un aire relativamente perturbado. El cambio de flujo de aire a través del rotor hacia la horizontal aumenta el ángulo de ataque de la pala y la sustentación. El helicóptero ha alcanzado entonces una velocidad aerodinámica conocida como sustentación traslacional efectiva. El morro tiende a levantarse. Sin entrada de cíclico el helicóptero comienza a ascender, justificándose el nombre de sustentación traslacional. En el aire no perturbado, la eficiencia del rotor de cola mejora, el empuje aumenta haciendo que el helicóptero haga un movimiento de guiñada hacia la izquierda y desarrolle una tendencia de traslación provocada por el empuje del rotor de cola por encima del centro de gravedad para inclinar el helicóptero hacia la derecha en un sistema de rotor de sentido antihorario. Si el despegue continuara horizontalmente, el piloto podría reducir progresivamente la potencia hasta que el aparato alcance aproximadamente los 50 a 60 nudos. Más allá de esta velocidad, la resistencia parásita al avance es mayor que la eficiencia de sustentación traslacional y el colectivo debe aumentarse para alcanzar mayores velocidades aerodinámicas.

15.4.125 Durante una aproximación al estacionario o aterrizaje rodado, el helicóptero vuela primero en aire no perturbado y alcanza una velocidad de aproximadamente 16 a 12 nudos cuando ingresa en sus vórtices y pierde sustentación traslacional. En este punto, el helicóptero aumentará su velocidad vertical de descenso a menos que se aumente la potencia para compensar la pérdida de sustentación traslacional. El empuje del rotor de cola debe aumentarse para compensar la operación en aire perturbado y el aumento del empuje del rotor principal.

15.4.126 Si bien el viento puede ser un factor importante en el logro de la sustentación traslacional, la operación en condiciones de viento adversas puede crear cambios rápidos e impredecibles en los valores de la sustentación traslacional, en particular cuando se vuela sobre montañas o cerca de obstáculos. Pueden ocurrir corrientes descendentes en el momento en que el helicóptero aumente su potencia para compensar la pérdida de sustentación traslacional. Cuando se opera sobre el lado de sotavento de una montaña a baja velocidad aerodinámica en el aterrizaje o despegue, el helicóptero puede atravesar un límite de cizalladura horizontal o puede pasar a través de una inversión de temperatura, afectándose gravemente la sustentación traslacional.

Un motor inactivo

15.4.127 En el caso en que un helicóptero multimotor experimente una falla de motor en una fase de vuelo crítica, la determinante principal para lograr un aterrizaje satisfactorio es la cantidad de exceso de potencia disponible en los motores restantes. El helicóptero es particularmente vulnerable en condiciones de vuelo con elevado reglaje de potencia como en el vuelo estacionario y en la aplicación de potencia para despegue y aterrizaje. Los factores contribuyentes comprenden el peso de la aeronave, el centro de gravedad y la altitud de densidad.

15.4.128 Los helicópteros multimotor pueden ser de Categoría A o de Categoría B. Para los helicópteros de Categoría A, el concepto de un motor inactivo (OEI) limita el peso de despegue del helicóptero de modo tal que si ocurre una falla de motor en el punto de decisión para el despegue (TDP) o antes del mismo, puede realizarse un aterrizaje seguro o si el motor falla en el TDP o después de éste, puede continuar el despegue.

15.4.129 El uso del TDP es análogo al de V1 en las aeronaves de transporte. Antes del TDP el piloto está orientado hacia la “parada” dado que el helicóptero todavía no ha logrado suficiente energía como para asegurar la continuación del vuelo. En el TDP, el piloto se orienta hacia el “vamos” y si el motor falla en ese punto o más allá del mismo, el despegue debería continuar debido a que no hay superficies suficientes como para interrumpir el despegue. La potencia nominal de contingencia en el motor que funciona debería utilizarse en la medida que se permita.

15.4.130 Los sistemas de mando de motor más antiguos en los helicópteros de turbina multimotor proporcionan potencias nominales de contingencia que no son significativamente superiores a las de los bimotor. Los sistemas de control digital electrónico de plena autoridad (FADEC) han proporcionado considerables mejoras en la performance de la potencia de contingencia OEI. Normalmente, para los sistemas que no son FADEC, las limitaciones de motor para OEI son de 30 minutos y de 2,5 minutos. Los motores con FADEC normalmente tienen habilitaciones de contingencia de 30 segundos y 2 minutos. Los sistemas FADEC incorporan normalmente un conmutador de modo de instrucción para bajar artificialmente los límites del motor en buenas condiciones de modo que pueda realizarse la instrucción de OEI. La computadora del FADEC debería anular automáticamente la función del conmutador de modo de instrucción si “siente” que el motor “bueno” ha fallado.

15.4.131 Las limitaciones del sistema de combustible y otras diversas limitaciones pueden impedir que el motor alcance la potencia OEI a pedido. Normalmente, los mandos electrónicos pueden sentir una falla de motor y elevar automáticamente los límites de operación de “normal” a “OEI”.

15.4.132 El punto de decisión para el aterrizaje (LDP) es un punto de compromiso para el aterrizaje. Si un helicóptero multimotor experimenta una falla de motor antes del LDP, el piloto puede optar por continuar la aproximación o iniciar un aterrizaje interrumpido. Después de pasar el LDP, el helicóptero ya no cuenta con suficiente energía para asegurar la transición a un aterrizaje interrumpido sin hacer contacto con la superficie y se ve obligado a aterrizar. El aterrizaje interrumpido no se aplica a los helicópteros de Categoría B.

15.4.133 El uso de la potencia total con todos los motores en funcionamiento (AEO) disponible en el despegue no es normalmente posible desde el punto de vista operacional debido a factores como las limitaciones de altura-velocidad.

15.4.134 Los datos sobre el despegue y aterrizaje en la sección de datos de performance del Manual de vuelo del giroavión se elaboraron para operaciones en condiciones de superficie lisa, seca, dura y horizontal. Además, los datos OEI se elaboraron con los sistemas de aire de purga desconectados tales como la calefacción de la cabina y el descongelador del parabrisas.

15.4.135 Fundamental para el concepto de habilitación OEI de uso limitado es el requisito de que la potencia OEI esté disponible cuando se necesita. La ejecución satisfactoria depende considerablemente de la validez de la base de datos, del mantenimiento de los motores, sensores y sistemas indicadores y del cuidado con que se realizó la verificación de la potencia. Los motores equipados con FADEC son capaces de proporcionar una vigilancia de tendencia continua.

15.4.136 El aseguramiento periódico convencional de potencia y las verificaciones de topes no resultan prácticos con el concepto de habilitación normal de uso limitado debido al rápido gasto de la vida útil durante la exposición a las velocidades y temperaturas del motor correspondientes a dichas habilitaciones.

15.4.137 Si el helicóptero desciende demasiado durante un despegue continuado o un aterrizaje interrumpido puede no ser capaz de ingresar en una maniobra de enderezamiento para el aterrizaje, de ser necesaria.

15.4.138 El centro de gravedad posterior puede limitar la visibilidad hacia adelante por encima del morro. El centro de gravedad delantero puede afectar la performance de ascenso.

15.4.139 La técnica aplicada durante el despegue puede ser importante para el éxito de una operación OEI. La subrotación o sobrerotación a la iniciación del despegue y la subaplicación o sobreaplicación de potencia de despegue pueden conducir a que no se logren los objetivos de velocidad aerodinámica y altitud fundamentales para el éxito de la operación OEI.

Pérdida de eficacia del rotor de cola

15.4.140 La pérdida de eficacia del rotor de cola (LTE), o guiñada anticipada, es una característica aerodinámica crítica del vuelo a baja velocidad que puede resultar en un rápido régimen de guiñada involuntario que no cesa por sí mismo y que, si no se corrige, puede acarrear la pérdida del control de la aeronave. La LTE no está relacionada con ningún mal funcionamiento de equipo o de mantenimiento y puede ocurrir en todos los helicópteros de un solo motor con rotores antipar. El rotor de cola no entra en pérdida, pierde eficiencia y no puede producir suficiente empuje como para detener el régimen de guiñada. Mientras otros factores pueden influir sobre la LTE, el fenómeno es provocado normalmente por los efectos de ciertos azimut (dirección) de viento a velocidades inferiores a 30 nudos o por el desarrollo de excesivos regímenes de guiñada. Las demandas de empuje del rotor de cola aumentan con el aumento del peso bruto y la altitud de densidad. A elevadas altitudes de densidad, el techo estacionario puede verse limitado por el margen de empuje del rotor de cola y no necesariamente por la potencia disponible. Esas condiciones pueden también encontrarse durante la elevación de cargas externas. Si la carga es excesiva, las revoluciones del rotor principal pueden disminuir o la eficacia antipar del rotor de cola puede ser superada, lo que resultaría en una guiñada no controlada.

15.4.141 Durante el diseño, el rotor de cola se dimensiona para equilibrar el par de fuerzas del rotor principal y proporcionar momentos de estabilidad direccional. Se ensaya para brindar un margen suficiente de control de guiñada para las maniobras de vuelo y compensar determinados efectos del viento ambiente. La LTE ocurre a la derecha en los helicópteros de un solo rotor con un rotor principal que gira en sentido antihorario y un rotor antipar.

15.4.142 Los ensayos de certificación suponen que el piloto tiene conocimiento del azimut del viento crítico y mantiene el control del helicóptero no permitiendo que se desarrollen regímenes de guiñada excesivos.

15.4.143 Efecto del viento. Cuando el viento se enfrenta al morro del helicóptero en estacionario o a baja velocidad de menos de 30 nudos, el fuselaje y el estabilizador vertical tienden a comportarse como veletas y a mantener el morro del helicóptero opuesto al viento. Si el viento viene de costado, el helicóptero tiende a comportarse como veleta en ese sentido. El requisito de potencia del rotor de cola varía dependiendo del lado en que el viento golpea el helicóptero. Para helicópteros con rotor principal que gira en sentido antihorario, el viento desde la izquierda reduce la eficiencia del rotor de cola y crea una tendencia a la guiñada hacia la derecha.

a) Vientos de 120° a 240° relativos hacen que el helicóptero intente comportarse como veleta con el morro hacia el viento relativo.

b) Vientos de 210° a 330° relativos causan el desarrollo de un estado de anillo de vórtice en el rotor de cola. El flujo de aire no será uniforme y será inestable hacia el rotor de cola creando variaciones del empuje.

c) Vientos de 285° a 315° relativos hacen que el vórtice del rotor principal vuele hacia el rotor de cola impulsado por el viento relativo creando turbulencia extrema.

15.4.144 Los factores que influyen en la gravedad de la iniciación de la LTE son:

a) *Peso bruto y altitud de densidad.* Un aumento de cualquiera de ambos disminuye el margen de potencia entre la potencia máxima disponible y la potencia requerida para el vuelo estacionario.

b) *Baja velocidad aerodinámica indicada.* A 30 nudos y menos, el rotor de cola debe producir casi el 100% del control de dirección. Además, a velocidades aerodinámicas por debajo de la sustentación traslacional efectiva, el helicóptero requiere un considerable aumento del colectivo/empuje para mantener la altura por encima de la superficie, disminuyendo el margen dentro de la potencia máxima disponible y la potencia necesaria para el vuelo estacionario.

c) *Altura del estacionario.* La realización del vuelo estacionario fuera del efecto de suelo requiere más potencia y par de fuerzas, disminuyendo el margen entre la potencia máxima disponible y la potencia necesaria para el vuelo estacionario; y

d) *Caídas de las revoluciones del rotor principal.* La rápida aplicación de potencia puede provocar una caída transitoria. Toda disminución de las revoluciones del rotor principal provocará una disminución correspondiente en las revoluciones y el empuje del rotor de cola.

15.4.145 Las operaciones a favor del viento contribuyen a la LTE. Los virajes a favor del viento hacia la derecha con un sistema de rotor que gira en sentido antihorario a bajas velocidades aerodinámicas pueden inducir una guiñada imprevista hacia la derecha que conduce a la LTE. El repentino aumento del requisito de sustentación/par de fuerzas durante la pérdida de sustentación traslacional en una aproximación a favor del viento, particularmente con mucho peso bruto y elevada altitud de densidad, puede exceder la potencia antipar disponible en el rotor de cola.

15.4.146 Si se requiere una aplicación considerable del pedal antipar que se mantenga durante una fase de vuelo como el HOGE con carga externa, puede no haber suficiente recorrido del pedal antipar para contrarrestar una guiñada imprevista.

15.4.147 Una reducción del colectivo para reducir estos refuerzos es un procedimiento recomendado a efectos de controlar la LTE. Puede provocar un aumento de la velocidad vertical de descenso y un contacto inadvertido con la superficie. Si no puede recuperarse el control, si la altitud lo permite, el mejor curso de acción podría ser la autorrotación.

15.4.148 La disponibilidad de empuje del rotor de cola puede verse limitada por una alineación o ajuste inadecuados.

Capítulo 16

INVESTIGACIÓN DE FACTORES HUMANOS

16.1 GENERALIDADES

16.1.1 El presente capítulo del *Manual de investigación de accidentes e incidentes de aviación* se presenta como orientación general para la investigación de la contribución humana a los accidentes de aviación. A tono con la Circular 240, *Compendio sobre factores humanos núm. 7, Investigación de factores humanos en accidentes e incidentes*, el capítulo plantea un enfoque sistemático de la investigación. Se trate de una investigación llevada a cabo por un investigador único o por un equipo de investigadores, la aplicación de un enfoque sistemático asegurará que la investigación de los factores humanos se integra en la investigación propiamente dicha y no se ve relegada a la categoría de actividad de capacidad residual, algo que sucede solamente si se cuenta con tiempo y recursos suficientes. Tanto para el investigador único como para el equipo de investigación, la aplicación de dicho enfoque hará que la investigación del accidente sea más eficaz y más completa.

Objetivo

16.1.2 El objetivo de la investigación de los factores humanos en los accidentes es mejorar la seguridad operacional de la aviación mediante lo siguiente:

a) determinación de la forma en que las fallas de actuación humana pueden haber provocado o contribuido al accidente;

b) identificación de peligros para la seguridad operacional en cuanto se relacionan con las limitaciones de la actuación humana; y

c) formulación de recomendaciones dirigidas a eliminar o reducir las consecuencias de las acciones o decisiones defectuosas tomadas por individuos o grupos involucrados en el accidente.

Alcance

16.1.3 Para lograr este objetivo, la recolección y el análisis de información sobre factores humanos debería ser tan metódica y completa como cualquier otra esfera tradicional de la investigación, un requisito que obliga a la investigación más allá del examen de las acciones de la tripulación para incluir un análisis de todo individuo o grupo involucrado en el accidente, trátese de la administración, el organismo de reglamentación o el fabricante.

16.1.4 En un sistema de transporte complejo, interactivo y bien organizado como la industria aeronáutica, los accidentes raramente se deben a acciones u omisiones de los operadores al frente de las operaciones solamente; los accidentes resultan de la interacción de una serie de factores latentes que ya están en el sistema. En casi todas las facetas de una investigación, desde las decisiones de administración y supervisión a las actividades de mantenimiento y la actuación de los pilotos, se pueden identificar factores de actuación humana que pueden contribuir a explicar la secuencia de sucesos causales. Una investigación que se concentra solamente en los operadores primarios representa una barrera a la identificación de los peligros sistémicos de seguridad operacional y a la oportunidad de eliminar o reducir las consecuencias de los peligros de seguridad mediante la formulación de recomendaciones.

Reseña

16.1.5 En este capítulo se proporcionan directrices sobre la integración de la investigación de factores humanos en la investigación general. Estas directrices se aplican igualmente a la investigación por un investigador único responsable de todos los aspectos de la misma o a la investigación donde uno o más investigadores se dedican únicamente a los aspectos de factores humanos.

16.2 ENFOQUE SISTEMÁTICO A LA INVESTIGACIÓN DE FACTORES HUMANOS

Marcos de factores humanos

16.2.1 En general, los datos sobre factores humanos que deben recogerse corresponden a dos amplios sectores: información que permitirá a los investigadores construir una cronología detallada de cada suceso significativo que se sabe ocurrió antes y, si corresponde, después del accidente (esta cronología debe subrayar en particular los sucesos de comportamiento y las consecuencias que pueden haber tenido en la secuencia de sucesos del accidente); e información de contexto que permitirá a los investigadores explicar por qué sucedió realmente determinado comportamiento.

16.2.2 El elemento humano puede estar involucrado en los accidentes de tres maneras. La primera es como contribuyente directo mediante un acto peligroso. En general, esto tiende a ser una falla activa de un operador en la escena del accidente y se conoce a menudo como “error de operador, usuario o piloto”. La segunda forma, que también resulta en una participación directa, es como receptor/usuario de condiciones peligrosas. La tercera manera es una contribución indirecta a actos o condiciones peligrosas mediante un acto peligroso precedente o una falla latente. Esta forma final de participación subraya las interrelaciones o enlaces entre actos y condiciones peligrosos y, por consiguiente, subraya la necesidad de considerar diversas capas o estratos de causas subyacentes y factores contribuyentes.

16.2.3 A continuación se presenta una descripción de cuatro marcos, a saber: el modelo SHEL, el modelo de Reason sobre causas de accidentes, un marco de condiciones peligrosas latentes (LUC) y un marco de comportamiento y error, que ayudarán al investigador en la recolección y análisis de información pertinente al accidente a efectos de determinar las diversas capas de causas subyacentes y factores contribuyentes. Después de la descripción de los cuatro marcos figura una descripción de una herramienta de investigación, el proceso integrado para la investigación de factores humanos, que integra los cuatro marcos en un proceso de investigación paso a paso.

SHEL

16.2.4 El modelo SHEL (Figura III-16-1), originalmente elaborado por Edwards (1972) y modificado por Hawkins (1987), facilita un enfoque sistemático de la recolección de datos. Cada componente en el modelo SHEL (soporte lógico, equipo, medio ambiente y elemento humano) representa uno de los bloques sobre los que se basan los estudios de factores humanos.

16.2.5 El elemento humano es el elemento central del modelo, representando el componente más crítico y flexible. La persona representada por este componente puede ser cualquier persona involucrada en la operación de un vuelo y, por consiguiente, el componente no debería considerarse como limitado a la tripulación de vuelo. Cada persona dentro de este componente central trae consigo sus propias limitaciones y capacidad y fortaleza, ya sean físicas, fisiológicas, psicológicas o psicosociales.

16.2.6 El componente central humano no actúa por sí solo; tiene una interacción directa con cada uno de los demás. Los bordes de este bloque humano no son simples ni rectos de manera que los demás deben encajar cuidadosamente en ellos si se ha de evitar la tensión y un eventual quebrantamiento (un accidente). La investigación de los factores humanos debe identificar dónde hubo discrepancias entre los componentes y su contribución al suceso y, de esta manera, los datos recopilados durante la investigación deberían permitir un examen y un análisis a fondo de cada uno de los componentes del SHEL y de sus interacciones con el componente central.

a) *Elemento humano-equipo (humano-máquina).* Esta interacción comprende toda interacción física o mental entre el ser humano y la máquina, las limitaciones de diseño y peculiaridades en la configuración del puesto de trabajo.

b) *Elemento humano-soporte lógico (humano-sistema).* Esta interacción se refiere al carácter de la transferencia de información entre el ser humano y los sistemas de apoyo como las listas de verificación, manuales, instrucción, procedimientos y reglamentos.

c) *Elemento humano-medioambiente (humano-medioambiente).* Esta interacción se subdivide en dos sectores:

   1) Interno: comodidad personal y condiciones de trabajo físicas.
   2) Externo: condiciones meteorológicas, entorno del aeródromo e infraestructura.

d) Elemento humano-elemento humano (entre personas). Esta interacción explora el carácter de las interacciones humanas y los quebrantamientos de la comunicación entre individuos.

Nota.— Para facilitar su uso, el modelo SHEL se ha ampliado en forma de directrices sobre el acopio de datos sobre factores humanos en 16.3.4 y 16.3.5.



Figura III-16-1. El modelo SHEL (adaptado de Hawkins, 1975)

Modelo de Reason de causas de accidente

16.2.7 Un marco propuesto por James Reason (1990) explica la forma en que los seres humanos contribuyen a la falla de sistemas complejos, interactivos y bien organizados como la industria aeronáutica. En estos sistemas, los accidentes rara vez se deben exclusivamente a fallas activas o actos peligrosos de los operadores al frente de las operaciones. Con arreglo a Reason, los accidentes se deben a la interacción de una serie de defectos o fallas latentes ya presentes en el sistema (Figura III-16-2).

16.2.8 Los dos tipos de fallas, activas y latentes, dependen del carácter inmediato de sus consecuencias. Una falla activa constituye un error o una violación que tiene un efecto adverso inmediato. Estos tipos de error los comete habitualmente el operador al frente de las operaciones. Un piloto que levanta la palanca del tren de aterrizaje en vez de la palanca de los flaps constituye un ejemplo de este tipo de falla. Una falla latente es el resultado de una decisión o de una medida adoptada mucho antes de un accidente, cuyas consecuencias negativas pueden estar latentes durante mucho tiempo. Este tipo de fallas tiene su origen habitualmente en el nivel de quien toma decisiones, establece normas o está a cargo de la gestión de las operaciones, es decir, personas muy alejadas del evento en el tiempo y en el espacio. Una decisión de fusionar compañías sin proporcionar instrucción para normalizar los procedimientos de operación ilustra una falla latente. Estas fallas pueden también introducirse a cualquier nivel del sistema por la condición humana, como políticas que conducen a falta de motivación o a fatiga.

16.2.9 Las fallas latentes, que se originan por decisiones cuestionables o acciones incorrectas, aunque no perjudiciales si ocurren aisladamente, pueden interactuar para crear una “ventana de oportunidad” para que un piloto, un controlador de tránsito aéreo o un mecánico cometa una falla activa que quebranta todas las defensas del sistema y tiene por consecuencia un accidente. Los operadores al frente de las operaciones son los herederos de los defectos de un sistema. Son quienes enfrentan una situación en la que problemas técnicos, condiciones adversas o sus propias acciones revelarán fallas latentes presentes en el sistema. En un sistema bien organizado, las fallas latentes y las activas interactuarán, pero a menudo no quebrantarán las defensas. Cuando las defensas funcionan, el resultado es un incidente; cuando no funcionan, se produce el accidente.

a) *Decisiones de la administración superior.* Entre estas fallas latentes figuran las decisiones tomadas por la administración superior, los administradores de una compañía de aviación o funcionarios del órgano de reglamentación. Cuando se asignan recursos, la administración tiene que balancear, entre otras cosas, la seguridad operacional con respecto a los costos. Estos objetivos pueden ser contradictorios y resultar en decisiones defectuosas que se reflejarán en todo el sistema.

b) *Deficiencias de la gestión de operaciones.* Las decisiones de administración, incluyendo las deficientes, deben ser implantadas por la gerencia intermedia (gestión de operaciones) a través de sus procedimientos operacionales normalizados, programas de instrucción, horarios de vuelo y de tripulaciones, etc. Si también existen deficiencias a este nivel, aumentará la posibilidad de accidentes debidos a dichas decisiones administrativas; por ejemplo, un despachador sin una apreciación inadecuada de las condiciones operacionales puede poner en peligro la seguridad tratando de aplicar una política que no es apropiada a la situación.

c) *Condiciones previas.* Si ciertas características o condiciones previas, como un entorno improductivo, una fuerza laboral poco motivada o con problemas de salud, máquinas con mal estado de funcionamiento y procedimientos mal establecidos están presentes en el sistema, influirán en las medidas de los operadores al frente de las operaciones y se transformarán en fuente de actos inseguros.

d) *Fallas latentes.* Las decisiones defectuosas a nivel administrativo, las deficiencias a nivel de gestión de operaciones y las condiciones previas existentes a nivel de los trabajadores representan las fallas latentes del sistema.

e) *Actos peligrosos.* Los actos peligrosos tienen varias formas y, debido a los errores, nunca pueden eliminarse totalmente.

f) *Defensas.* En un sistema complejo y bien organizado, estas fallas latentes pueden permanecer inactivas durante largo tiempo sin tener consecuencias importantes para la seguridad operacional debido a que defensas muy eficaces, como las verificaciones y los procedimientos GPWS, permiten que un gran número de estas fallas estén presentes simultáneamente en el sistema sin presentar consecuencias graves.

g) *Ventana de oportunidad.* Una trayectoria de accidente ocurre cuando los actos peligrosos interactúan con las fallas latentes presentes en el sistema y quiebran todas las defensas de éste, creando así una "ventana de oportunidad" para que ocurran accidentes.

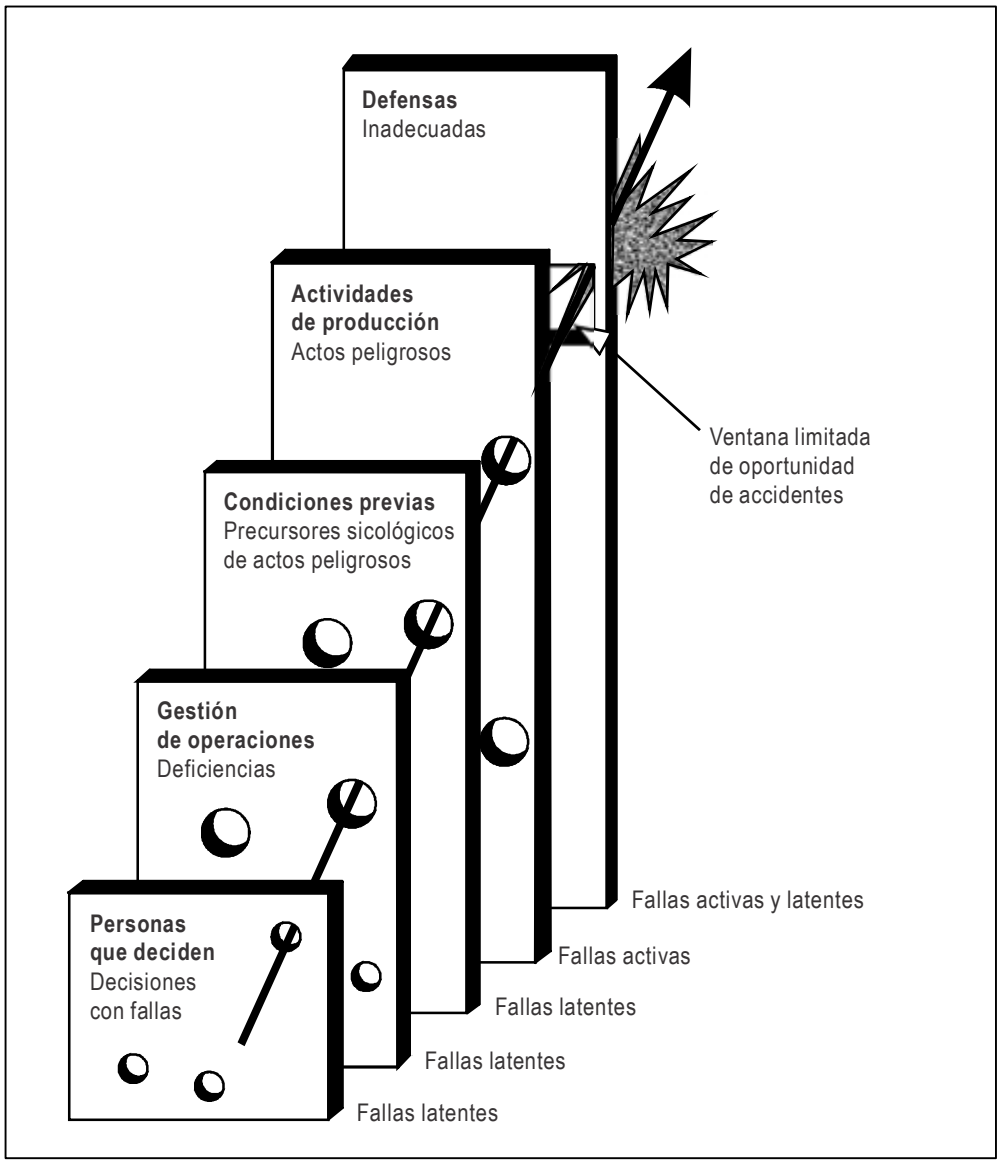


Figura III-16-2. Modelo de Reason

h) *Resumen.* Muchos actos peligrosos se cometen sin consecuencias debido a que las condiciones existentes no favorecían una interacción de todas las deficiencias presentes en el sistema. Por consiguiente, los investigadores no deberían examinar solamente los actos peligrosos realizados por los operadores de primera línea sino que deberían encarar también los hechos desde los actos peligrosos y las defensas inadecuadas o no existentes, a través de la trayectoria del accidente, hasta los niveles de administración superior. El tratamiento de las deficiencias de los altos niveles administrativos, además de los estrechamente relacionadas con los actos peligrosos, permite al investigador formular medidas preventivas que afectarán a un conjunto mayor de accidentes.

Marco de condiciones peligrosas latentes (LUC)

16.2.10 El marco LUC es una prolongación del modelo de Reason con énfasis en un medio sistemático para examinar los factores personales y de la organización. Este marco comprende los elementos del modelo SHEL dentro del concepto de latencia de Reason. Las condiciones peligrosas latentes comprenden todos aquellos factores latentes en el sistema de transporte que pueden afectar adversamente las operaciones o el mantenimiento seguros. Comprenden los factores latentes tanto a nivel personal como de la organización y pueden referirse a ellos como factores LUC. Cabe señalar que en los accidentes hay siempre un elemento fortuito en el sentido de que las operaciones pueden realizarse año tras año en las mismas condiciones peligrosas sin consecuencias. No obstante, en un día determinado, se añade a la ecuación un elemento adicional de "mala suerte" y se produce la tragedia. Por consiguiente, la abreviatura LUC es un recordatorio de este elemento fortuito.

16.2.11 Las condiciones peligrosas latentes personales (factores P-LUC) comprenden factores como el estado mental del individuo, su bienestar físico, etc.; estos factores pueden afectar adversamente la seguridad de las operaciones o las actividades de mantenimiento. Análogamente, hay condiciones peligrosas latentes de la organización (factores O-LUC); es decir factores más allá del dominio del individuo y que tienen posibilidad de afectar adversamente la actuación personal o del equipo en las operaciones o el mantenimiento.

Factores LUC personales

16.2.12 Las condiciones peligrosas latentes a nivel personal se conocen como factores P-LUC. Estos factores pueden limitar o deteriorar la actuación prevista de un individuo, resultado en un error de algún tipo. Los efectos potencialmente adversos de los factores P-LUC pueden ser susceptibles de mitigación por el individuo o por la organización, si se identifican a tiempo. Aparte de recoger los datos a nivel individual, puede ser difícil para el sistema de transporte tratar los problemas "personales". No obstante, a veces un factor P-LUC puede ser indicativo de un factor LUC de organización de carácter más sistémico, que lleve a aplicar amplias medidas correctivas. En la Figura III-16-3 se ilustran los factores P-LUC u O-LUC dentro del marco de Reason.

16.2.13 Los factores P-LUC se conocen a veces como factores físicos, fisiológicos, psicológicos y psicosociales. En 16.3.5 de las Directrices para la recolección de datos, Elemento humano — el individuo, figura un análisis más a fondo del tipo información que debería considerarse en el marco de los factores P-LUC.

Factores LUC de la organización

16.2.14 Las condiciones peligrosas latentes a nivel de la organización y la administración se conocen como factores O-LUC. Las prácticas de gestión de la compañía, el ambiente normativo e incluso las actitudes de los trabajadores fomentadas por las asociaciones profesionales pueden afectar adversamente la actuación humana tanto en las operaciones como en el mantenimiento. A continuación se enumeran algunos de los principales factores O-LUC; los tipos de información que los investigadores deberían considerar en el marco de cada uno de estos factores se analizan con más detalle en 16.3.5, Directrices para la recolección de datos, Elemento humano-elemento humano, elemento humano-equipo, etc.

a) Diseño:

1) Diseño técnico deficiente del equipo, incluyendo la inadecuada consideración de los requisitos de la interfaz humano/máquina para evitar errores humanos.

2) Diseño de tareas deficiente, que no tiene en cuenta todas las interfaces del modelo SHEL.

b) Personal:

1) Insuficiencias en la selección inicial (y continua) del personal con los conocimientos, habilidades y actitudes necesarios para la actuación segura y eficiente en el trabajo.

2) Deficiencias en los conocimientos y habilidades de los empleados que son necesarios para la segura ejecución de sus tareas, resultantes de insuficiencias en la instrucción.

3) Prácticas de programación de horarios para el personal de operaciones o mantenimiento que puedan comprometer la actuación individual o del equipo.

4) Insuficiencias en los programas de vigilancia y apoyo del personal para asegurar la idoneidad continua de los empleados para sus tareas específicas.

5) Prácticas de remuneración que proporcionan a los empleados incentivos para tomar “atajos” o hacer recortes.

c) Procedimientos y métodos operacionales aceptados:

1) Procedimientos prescritos por la compañía que son difíciles de seguir, ambiguos, incompletos, incorrectos, inaccesibles o inexistentes.

2) Métodos de operación o mantenimiento aceptados que difieren de los procedimientos prescritos y crean condiciones que pueden conducir a error.

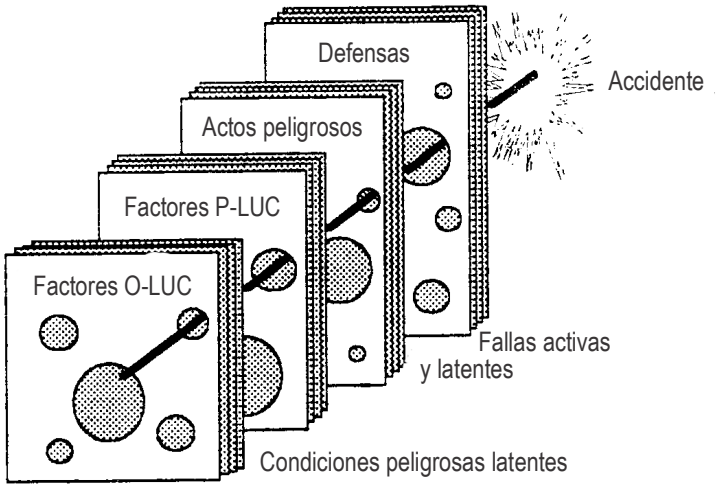


Figura III-16-3. Condiciones peligrosas latentes dentro del marco de Reason

d) Comunicaciones:

1) La información necesaria para la realización segura y eficaz de las operaciones y el mantenimiento no se ha enviado, recibido o comprendido por los destinatarios en forma clara, sin ambigüedades e inteligible.

e) Organización:

1) Deficiencias en la filosofía y políticas de funcionamiento de la organización que crean condiciones que conducen a error.

2) Objetivos de organización incompatibles en los cuales las metas de producción se contradicen con el mantenimiento de un entorno de funcionamiento seguro.

3) Deficiencias en la estructura de la organización o en la conducta empresarial que inhiben las comunicaciones internas eficaces entre la administración y el sector de operaciones o mantenimiento.

4) Deficiencias en el clima de seguridad de la organización que permiten que las responsabilidades por la seguridad estén mal definidas y que se pasen por alto las señales de advertencia.

f) Entorno laboral:

1) Condiciones que conducen a la realización de actos peligrosos o a errores relacionados con la seguridad operacional debido a las condiciones físicas en el lugar de trabajo que influyen en la actuación individual o del equipo.

g) Panorama normativo:

1) Deficiencias en las reglas y reglamentos que rigen las operaciones de transporte y mantenimiento.

2) Deficiencias en la certificación del equipo, del personal o de los procedimientos.

3) Deficiencias en la supervisión, auditoría e inspección de las operaciones de transporte y de mantenimiento.

h) Asociaciones y sindicatos:

1) Filosofías, políticas o prácticas que crean condiciones que conducen a error humano y actos peligrosos.

i) Defensas:

1) Deficiencias en la identificación y difusión de los riesgos conocidos y en la forma de gestionarlos; es decir, conciencia de la seguridad operacional.

2) Deficiencias en el suministro al personal de sistemas adecuados de detección y advertencia para observar oportunamente la posibilidad de que ocurra un suceso peligroso a fin de evitarlo.

3) Deficiencias en la “tolerancia al error” del sistema de modo que la recuperación de una condición peligrosa se hace difícil sin sufrir lesiones o daños.

4) Deficiencias en las capacidades de respuesta de emergencia del sistema que agravan las consecuencias de un accidente.

16.2.15 Estas condiciones peligrosas latentes a nivel de la organización y la administración proporcionan el contexto operacional para el surgimiento de errores humanos en los operadores y personal de mantenimiento. Cada factor LUC representa un posible peligro que puede identificarse, validarse y corregirse sistemáticamente.

Marco de comportamiento y error

16.2.16 A continuación se presenta una descripción de los modos de comportamiento, error humano e interacción entre el comportamiento y el error. El marco de comportamiento/error ha sido adoptado principalmente de la taxonomía de comportamientos de Rasmussen (1987) y del marco del sistema de modelos de error genérico (GEMS) de Reason (1990), que facilita la relación de un error con el nivel de actuación de un individuo (es decir comportamiento) en el momento de ocurrir la falla.

Modos de comportamiento

16.2.17 Para comprender las formas en que las personas cometen errores, es necesario examinar primero las formas en que se comportan. Rasmussen (1987) ha identificado una taxonomía de comportamientos que proporciona una descripción de la actuación basada en tres diferentes niveles de toma de decisiones. A continuación se presentan las descripciones de estos tres niveles de actuación.

a) *La actuación basada en habilidades* describe el comportamiento de una persona que realiza una actividad bien aprendida. Las acciones tienden a basarse en rutinas almacenadas; la actuación basada en habilidades es generalmente una respuesta automática cuando hay poca o ninguna toma de decisiones consciente.

b) *La actuación basada en reglamentos* es menos automática. Las decisiones se basan en procedimientos aprendidos; estos procedimientos están almacenados en memorias de larga duración y requieren la participación de la persona encargada de tomar decisiones y de la memoria laboral debido a que los comportamientos basados en reglamentos se ejecutan a nivel consciente. La respuesta está regida por un algoritmo de “sí-entonces”, es decir “si esta es la situación, entonces este es el diagnóstico; si este es el diagnóstico, entonces esta es la medida correctiva”; y

c) *La actuación basada en conocimientos* es un comportamiento que surge cuando el operador se enfrenta a situaciones nuevas para las cuales hay pocas reglas preestablecidas, pero que requieren la adopción de medidas apropiadas. Sin reglas para orientarse, las decisiones se basan en el conocimiento y experiencia del operador.

Habiendo categorizado el comportamiento con la aplicación de la taxonomía basada en habilidades – reglas – conocimientos, se puede examinar ahora la forma en que las personas fallan cuando operan dentro de los modelos de comportamiento.

Error humano

16.2.18 Hay dos categorías claras de error, las acciones que se apartan de la intención o son involuntarias (es decir acciones que no proceden según lo planificado) y acciones que son voluntarias (es decir acciones que se realizan según lo previsto, pero que no logran las consecuencias deseadas). Los errores pueden subdividirse en tipos y el tipo depende principalmente del examen del concepto de acción prevista. Es importante señalar que los criterios de “intencionalidad” se refieren a la acción en sí y no a la intención de cometer un error.

a) *Acciones involuntarias.* "¿Fue la acción llevada a cabo la acción planificada?" Si la respuesta a esta pregunta es no, entonces ocurrió una acción involuntaria. Una acción involuntaria que resulta en un error surge de una falla en la ejecución de la acción en el sentido de que había una diferencia entre lo que debería haber ocurrido y lo que la acción realmente produjo. Un error en la ejecución constituye una confusión o una omisión.

Las confusiones normalmente surgen como resultado de no prestar atención suficiente a la ejecución de la acción. Por ejemplo, un operador alcanza un conmutador, sin mirar, y coloca el control en la posición "OFF" a partir de la posición "STANDBY", cuando la intención era colocar el control de conmutador en la posición "ON".

Una omisión es una acción no intencional cuando hay falla de memoria. Por ejemplo, una persona que sigue una serie de instrucciones puede olvidar uno de los pasos involucrados en una tarea.

Sea el error una confusión o una omisión, la acción prevista es la acción correcta para la situación. No obstante, el operador no ejecuta adecuadamente dicha acción.

b) *Acciones intencionales.* "¿Fue la acción llevada a cabo la acción planificada?" Si la respuesta a esta pregunta es sí, entonces se trata de una acción intencional. Una acción intencional que resulta en un error o violación involucra una falla en la planificación en la cual la acción prevista era inapropiada. Un error en la planificación es o bien una equivocación o una trasgresión. Con este tipo de error, la acción procede exactamente según lo planeado pero no logra las consecuencias deseadas; en otras palabras, el error está en la planificación — se trata de la acción incorrecta para la situación. Las equivocaciones son a menudo fallas del pensamiento y del proceso de toma de decisiones. Por lo general son más sutiles que las confusiones y omisiones y puede transcurrir un tiempo considerable entre la ejecución de la acción errónea y su detección.

Las equivocaciones, cuando no hay intención de actuar en forma errónea, pueden distinguirse de las trasgresiones donde se ha tomado la decisión deliberada de actuar en contra de una regla o plan. El término trasgresión o violación denota un ajuste o modificación calculados de una regla o plan que lo diferencia de los tipos de error básicos definidos por la confusión, la omisión y la equivocación.

16.2.19 A pesar de las acciones deliberadas, algunas violaciones o trasgresiones (es decir violaciones habituales y excepcionales) involucran a personas que tratan de hacer "lo correcto" y se diferencian del sabotaje donde hay una finalidad maliciosa. Las violaciones regulares ocurren todos los días a medida que las personas modifican regularmente, o no cumplen estrictamente, los procedimientos laborales, a menudo debido al insuficiente diseño o definición de las prácticas laborales. En contraste, una violación excepcional tiende a ser una trasgresión única de una práctica laboral, como en el caso de Chernobyl en que se ignoraron deliberadamente los reglamentos de seguridad operacional para realizar un ensayo de seguridad. No obstante, el objetivo no era cometer un acto mal intencionado, sino realmente mejorar la seguridad operacional del sistema.

Marco de comportamiento/error

16.2.20 El marco GEMS de Reason (1990) constituye una combinación de la taxonomía del comportamiento basado en habilidades-reglas-conocimientos de Rasmussen con los tipos básicos de error humano, y cuyo resultado es lo siguiente:

1) confusiones y omisiones basadas en habilidades;

2) equivocaciones basadas en reglas; y

3) equivocaciones basadas en conocimientos.

Se ha planteado la discusión de que las violaciones se basan típicamente en las reglas y solo a veces se basan en conocimientos (Glendon y McKenna, 1995). No obstante, dado que una evaluación de la información (p. ej., una regla o plan) se relaciona con una violación, este tipo de falla parecería ocurrir más a menudo en el nivel de actuación basada en conocimientos (Hudson, 1991).

a) *Confusiones y omisiones basadas en habilidades.* Si el error entraña una actuación basada en habilidades, entonces habría ocurrido una confusión o una omisión debidas a la falta de atención o a la sobreatención. La falta de atención es la falla que hace necesaria la verificación continua de la atención; la sobreatención significa realizar la verificación de atención, pero en un momento inapropiado de la secuencia de acciones. La inatención puede resultar de algo tan sencillo como una interrupción; en ese caso, el operador omite la verificación requerida porque se ha visto interrumpido o distraído por algún suceso externo, como una llamada por radio interrumpiendo un procedimiento de lista de verificación, que ha resultado en que el explotador se saltea una de las verificaciones. La sobreatención puede también resultar en una omisión. Si el operador opina que la secuencia de acciones es más larga de lo que en realidad es, puede omitirse un paso necesario en dicha secuencia. En el Apéndice 1 del Capítulo 16 figura una descripción de cada uno de los modos de falla específicos por grupos de comportamiento obtenidos de varias fuentes de referencia (Norman, 1981; Norman, 1988; Weiner y Nagel, 1988; Reason, 1990).

b) *Equivocaciones basadas en reglas.* Si el error involucra una actuación basada en reglas, entonces ha ocurrido una equivocación debido a la aplicación de una regla errónea o la mala aplicación de una regla correcta. Una regla errónea es o bien incorrecta, inefectiva o no aconsejable (véase el Apéndice 1 de este Capítulo, donde figura un análisis más a fondo de los modos de falla a nivel de actuación basada en reglas). Una buena regla ha demostrado ser útil en determinadas circunstancias. Un error que involucre la mala aplicación de una buena regla significa que la regla aplicada deja de ser apropiada a las circunstancias particulares (en el Apéndice 1 del Capítulo 16 figuran ejemplos de modos de falla a nivel de actuación basada en reglas).

c) *Equivocaciones basadas en conocimientos.* Cuando a una determinada situación no se aplican reglas, deben formularse nuevas soluciones o planes (Hudson, 1991). Un error, es decir una equivocación, que ocurra durante la formulación de las soluciones o planes corresponde a la actuación basada en conocimientos. Estos errores ocurren debido a que el operador no cuenta con toda la información necesaria para formarse un modelo mental preciso del problema. Los modos de falla a este nivel pueden surgir de tendencias o inclinaciones como una inclinación a la confirmación en la que el operador busca información que confirme lo que ya cree que es cierto y deseche la información que no se corresponde con la hipótesis escogida. (En el Apéndice 1 del Capítulo 16 figuran ejemplos de los modos de falla a nivel de actuación basada en conocimientos).

Proceso integrado para la investigación de factores humanos

16.2.21 Los marcos de sistemas de trabajo/organización y error humano/comportamiento, descritos en 16.2.1 a 16.2.20 proporcionan a los investigadores un enfoque de las posibles condiciones peligrosas que la investigación de factores humanos trata de descubrir. A continuación se presenta un proceso que integra dichos marcos en un enfoque sistemático paso a paso para aplicar en la investigación de factores humanos. En el Apéndice 2 del Capítulo 16 figuran más detalles de cada paso del proceso.

16.2.22 El proceso puede aplicarse a ambos tipos de sucesos, es decir accidentes e incidentes. En la Figura III-16-4 se ilustra el proceso que consiste en siete pasos:

1) recoger datos del accidente;

2) determinar la secuencia del accidente; y

3) identificar los actos peligrosos (decisiones) y las condiciones peligrosas[1];

y luego, para cada acto peligroso (decisión),

4) identificar el tipo de error o violación;

5) identificar el modo de falla;

6) identificar los antecedentes de comportamiento; y

7) identificar posibles problemas de seguridad operacional.

Los pasos 3 a 6 resultan útiles para la investigación debido a que facilitan la identificación de condiciones peligrosas latentes. El paso 7, identificación de posibles problemas de seguridad operacional, se basa ampliamente en el tipo de factores que fueron identificados como antecedentes de comportamiento.

1. A veces, una condición peligrosa puede ser resultado de un evento natural. En otros casos, un acto peligroso o una decisión peligrosa pueden resultar de una condición peligrosa que fue establecida por una decisión falible. En el primer caso, el investigador puede pasar del paso 3 al paso 7; en el segundo caso, el investigador debería avanzar a través de los pasos 3 a 7.

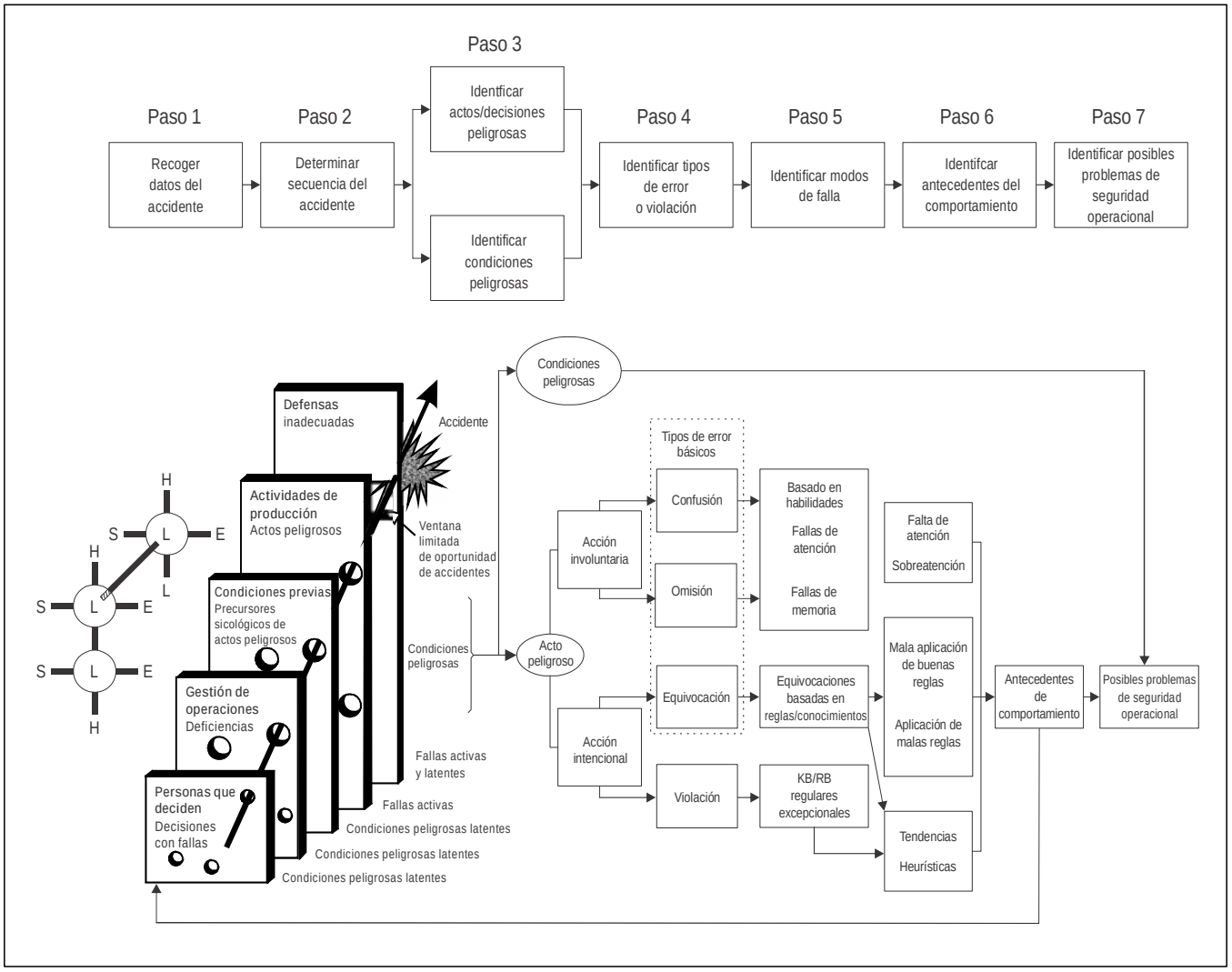


Figura III-16-4. Proceso integrado para la investigación de accidentes

Paso 1 – Recolección de datos del accidente

El primer paso en el proceso de investigación de factores humanos es la recolección de información relacionada con el trabajo con respecto al personal, tareas, equipo y condiciones ambientales involucradas en el accidente.

Para los sistemas complejos, donde existen numerosas interacciones entre los elementos componentes, hay un peligro constante de que la información crítica pueda pasar desapercibida o se pierda durante una investigación. La aplicación el modelo SHEL como herramienta de organización para la recolección de datos en el lugar de trabajo del investigador ayuda a evitar problemas posteriores debido a que:

a) tiene en cuenta todos los elementos importantes del sistema de trabajo;

b) promueve la consideración de las interrelaciones entre los elementos del sistema de trabajo; y

c) se concentra en los factores que fluyen en la actuación humana relacionando todos los elementos periféricos con el elemento humano central.

La Figura III-16-5 es una ilustración adaptada de la forma en que puede aplicarse este modelo a un sistema complejo donde existen múltiples elementos: humano, equipo, soporte lógico y medioambiente.

Paso 2 – Determinación de la secuencia del accidente

A medida que el investigador avanza para encarar cuestiones sobre “cómo y por qué”, es necesario enlazar los hechos y circunstancias que se han identificado en el primer paso del proceso. El investigador puede aplicar el modelo de causas de accidente de Reason (1990), que utiliza un marco de producción, como guía para elaborar una secuencia de accidente. Además, el modelo de Reason facilita la mejor organización de los datos del sistema de trabajo recogidos utilizando el modelo SHEL y una mejor comprensión de su influencia sobre la actuación humana. La secuencia de accidente se elabora organizando la información con respecto a los eventos y circunstancias del mismo en torno de uno de los cinco elementos de producción, es decir personas que deciden, gestión, gerencia intermedia, condiciones previas, actividades de producción y defensas.

Estos elementos de producción en sí se alinean básicamente en un contexto temporal. El aspecto temporal es un factor de organización importante dado que los eventos y circunstancias que pueden conducir un accidente o incidente (y que por consiguiente serían factores causales) no están necesariamente próximos en el tiempo, ni en el lugar, con respecto al sitio del accidente. Estableciendo un orden secuencial de los datos causales, se introduce el concepto de Reason (1990) de factores activos y factores latentes (véanse 16.2.7 a 16.2.9).

En la práctica, los pasos 1 y 2 pueden no ser mutualmente excluyentes. Para facilitar esta actividad concurrente, pueden combinarse los modelos SHEL y de Reason según se ilustra en la Figura III-16-6.

Paso 3 – Actos, decisiones y condiciones peligrosos

En el paso 3 del proceso, la investigación o el análisis se simplifican cuando la información acopiada y organizada aplicando los marcos SHEL, Reason y LUC se utiliza para iniciar la identificación de actos, decisiones y condiciones peligrosos. Puede haber varios actos, decisiones o condiciones que resulten potencialmente peligrosos, necesitándose así evaluaciones iterativas de los hechos que condujeron al accidente. El modelo híbrido SHEL y Reason (véase la Figura III-16-6) puede proporcionar una base útil para realizar dichas evaluaciones iterativas.

Cuando se identifica una acción, decisión o condición peligrosa, el enfoque cambia hacia la determinación de la génesis de esa acción particular. Una investigación o análisis ulterior puede revelar otras acciones, decisiones o condiciones peligrosas que anteceden al factor causal identificado inicialmente.

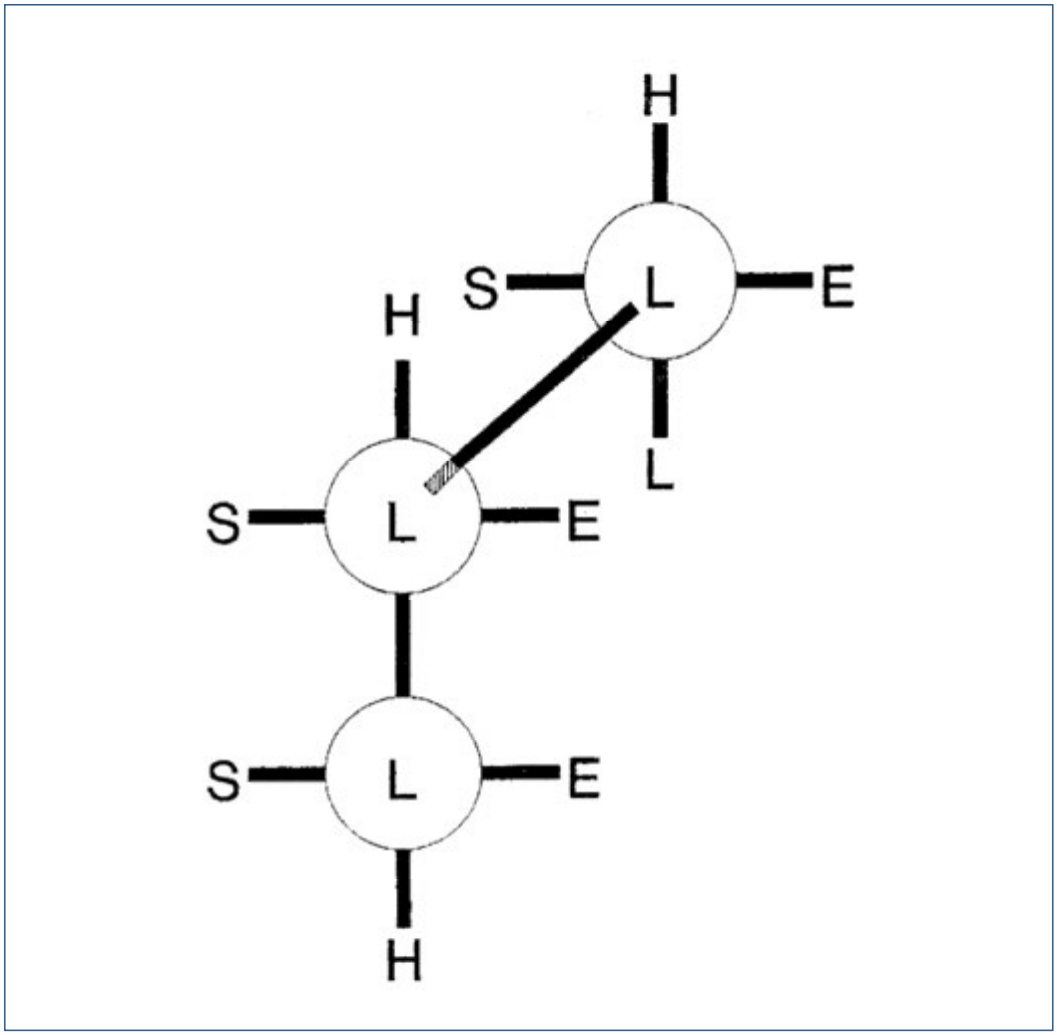


Figura III-16-5. Modelo SHEL modificado

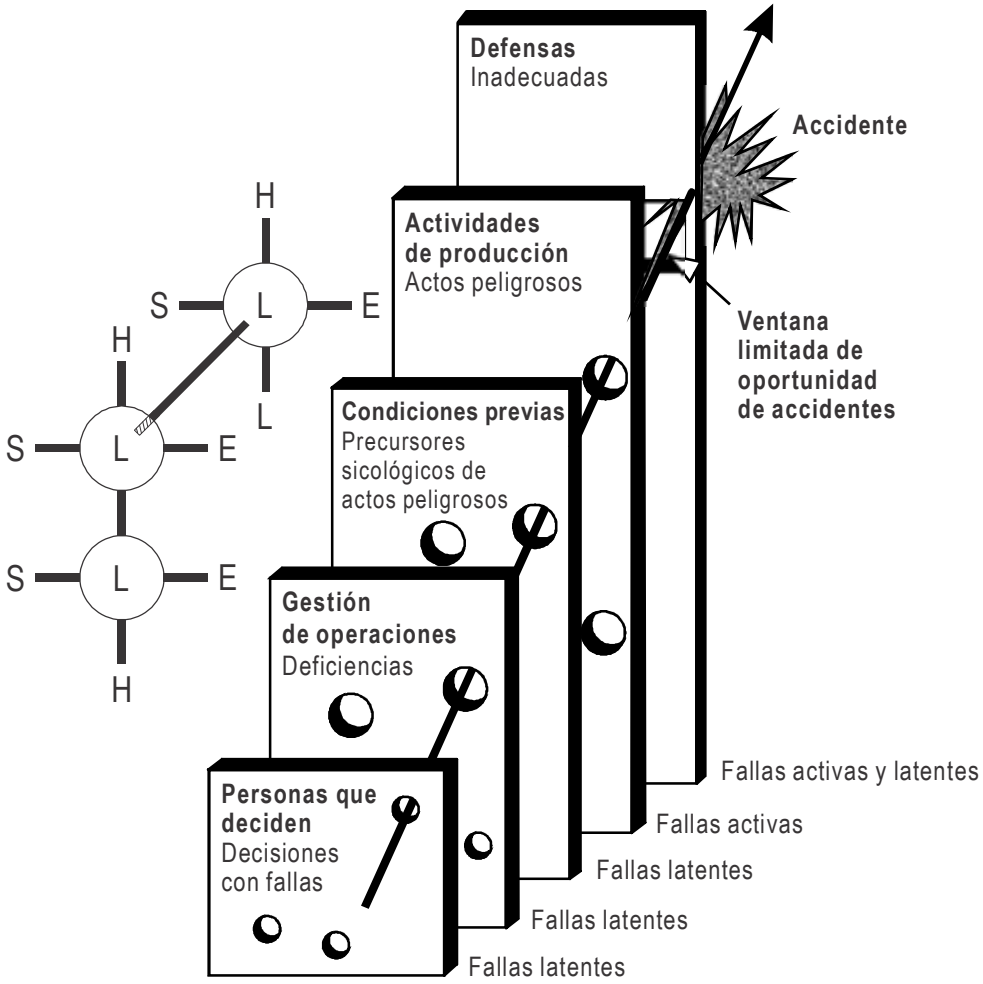


Figura III-16-6. Modelo híbrido SHEL y Reason

El último acto peligroso que precipitó el accidente a menudo proporciona un punto de partida conveniente para la reconstrucción del mismo.

Por ejemplo: Siguiendo los pasos 1 y 2, un investigador determina que una de las acciones peligrosas fue no haber completado una casilla de la lista de verificación.

Nota.— Este ejemplo se utilizará y se ampliará en toda esta sección para ilustrar el proceso.

Los datos acopiados durante una investigación (es decir sucesos y circunstancias) pueden organizarse, utilizando múltiples componentes del modelo SHEL modificado, en un marco que rodea el modelo de accidente (en este caso el escenario del accidente), sobre la base del modelo de Reason. De esta forma, cada accidente puede describirse mediante un marco único de sucesos y circunstancias, y el investigador se interesará en la identificación de aquellos que constituyen las acciones, decisiones y condiciones peligrosas del accidente.

Paso 4 – Identificación del tipo de error o violación

El paso 4 se inicia para cada acción o decisión peligrosa planteando la sencilla pregunta, "¿Qué hay de erróneo o equivocado en la acción o decisión que en última instancia la hizo peligrosa?" (véase 16.2.8 para aclarar los términos utilizados en este paso).

La identificación del tipo de error o violación entraña dos aspectos (véase la Figura III-16-7).

1) *Acción involuntaria o intencional.* En primer lugar, debe determinarse si el error o violación fue una acción involuntaria o intencional.

2) *Tipo de error o violación.* El segundo aspecto es la selección del tipo de error o violación que mejor describe la falla, teniendo en cuenta la decisión con respecto a la intencionalidad. Hay cuatro posibles categorías de error/violación, es decir, confusión, omisión, equivocación y violación.

   Por ejemplo: Continuando la acción peligrosa descrita anteriormente, el investigador determina que la acción peligrosa de no completar una casilla de la lista de verificación fue involuntaria y que se debió a una omisión debido a que el operador no tuvo en cuenta un paso de la secuencia.

Paso 5 – Identificación de modos de falla

En el paso 5, la atención se concentra ahora en la decisión que en última instancia condujo a la acción o decisión errónea identificada en el paso 3. Esto se logra colocando los errores (confusiones, omisiones y equivocaciones) y las violaciones en el contexto de la actuación (comportamiento) es decir ¿cómo se estaba actuando en el momento de la falla?

El marco GEMS (Sistema de modelos de errores genéricos) facilita la relación entre un error o violación con el nivel de actuación del individuo en el momento de ocurrir la falla. Siguiendo a través del próximo paso (véase la Figura III-16-8), se puede comenzar a comprender cómo los errores y violaciones pueden tener su origen en patrones comunes de falla de comportamiento (es decir modos de falla) y no ser necesariamente el resultado de un comportamiento irracional.

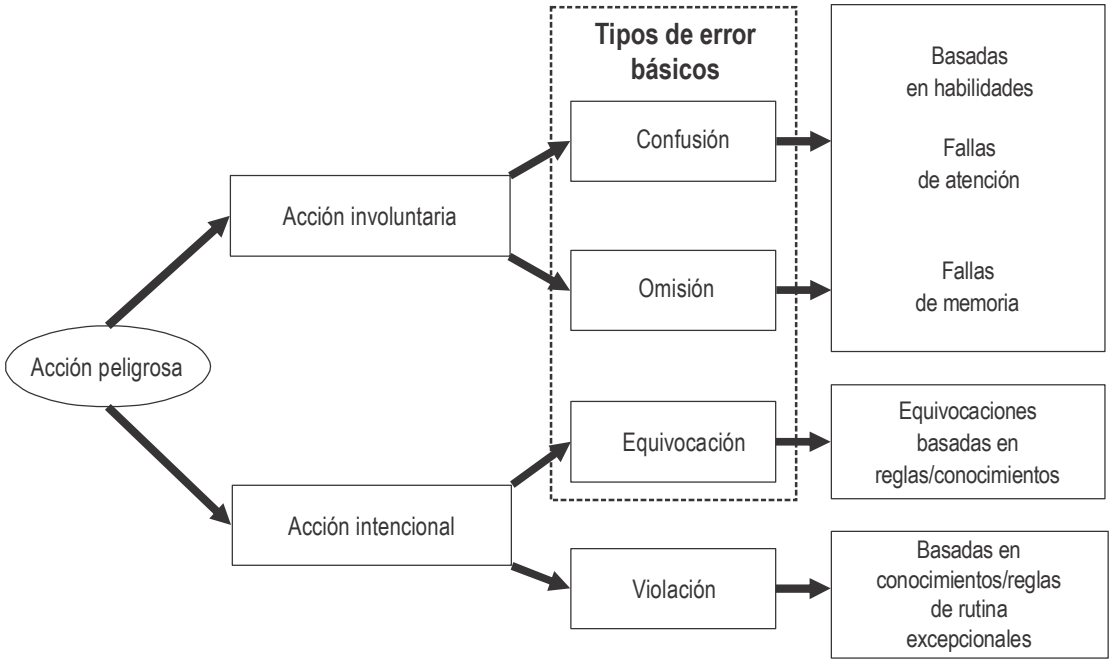


Figura III-16-7. El marco GEMS (adaptado de Reason, 1990)

Recordando los 16.2.16 a 16.2.20, los tipos de error y violaciones se hacen corresponder con tres categorías de comportamiento, a saber:

1) confusiones y omisiones basadas en habilidades;

2) equivocaciones basadas en reglas; y

3) equivocaciones basadas en conocimientos.

Dentro de cada nivel de actuación (es decir categoría de comportamiento), hay diferentes formas o modos en que puede ocurrir una falla (véase la Figura III-16-8 donde figuran descripciones generales de estos modos de falla). Los errores y violaciones identificados en el Paso 4 pueden relacionarse con los modos de falla como se demostró siguiendo una trayectoria determina de la Figura III-16-7 a la Figura III-16-8.

Por ejemplo: Habiendo determinado que la acción peligrosa de no completar una casilla de la lista de verificación fue involuntaria y que el tipo de error fue una confusión, el investigador hace corresponder el tipo de error con el nivel de actuación y determina que el operador se encontraba en comportamiento basado en habilidades. Los modos de falla que ocurren en un comportamiento basado en habilidades figuran en el Apéndice 1 del Capítulo 16. En el ejemplo, el investigador, habiendo organizado el escenario del accidente, sabe que al realizar el procedimiento de lista de verificación el piloto fue llamado por el ATC autorizándolo para la salida. El investigador identifica posteriormente que uno de los modos de falla en el nivel basado en habilidades es la omisión después de la interrupción que se caracteriza por la interrupción de una verificación requerida por causa de algún suceso externo. En ese modo de falla, la secuencia de la acción original, es decir ejecución del procedimiento de lista de verificación, continúa pero omitiéndose una o más de las casillas. En el caso del ejemplo, ambas tareas, vigilancia de la lista de verificación y acusando recibo de la autorización de salida, compitieron por los mismos recursos de atención y la vigilancia de la lista de verificación sufrió las consecuencias.

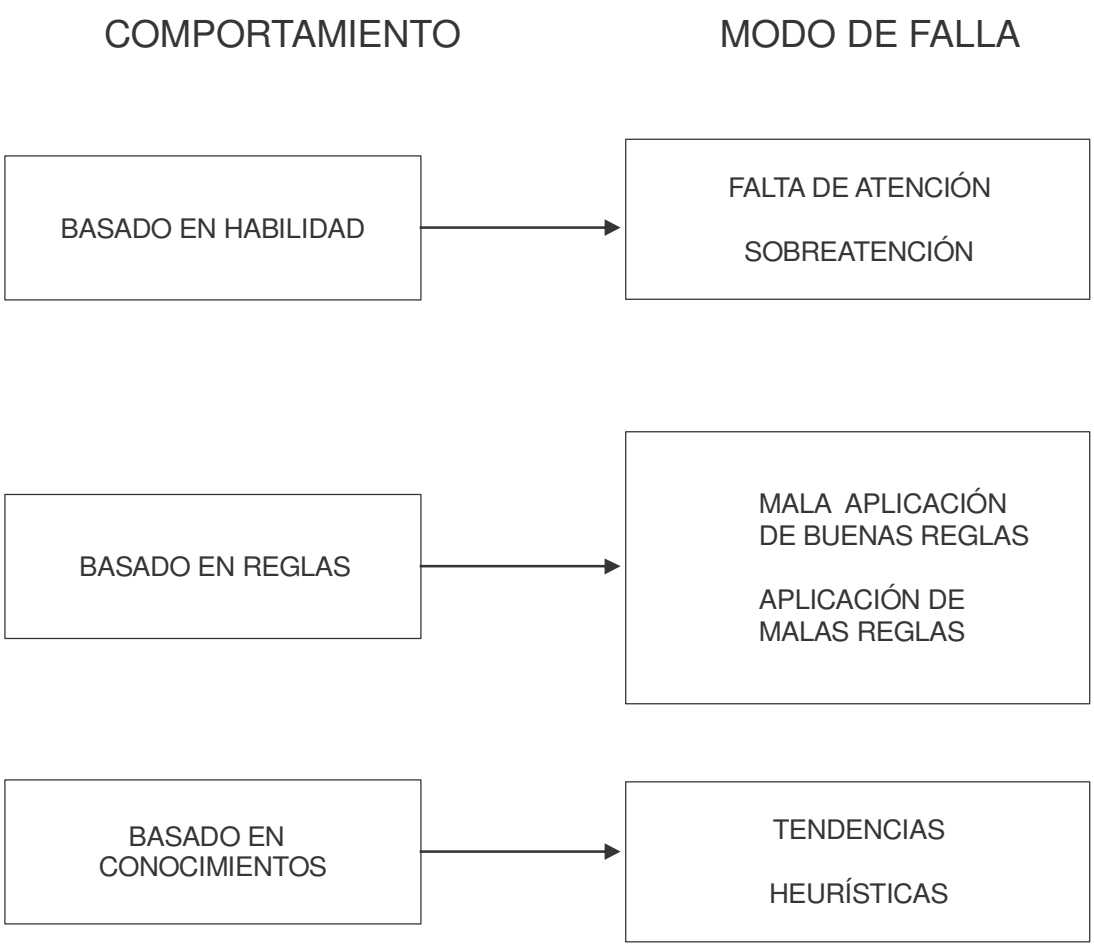


Figura III-16-8. Desglose del comportamiento en modos de falla

Paso 6 – Identificación de antecedentes de comportamiento

En el Paso 5, el enfoque se concentró en la identificación de modos de falla que describían una toma de decisiones errónea o acciones peligrosas. Para revelar las causas subyacentes y los factores contribuyentes en la decisión de un individuo o grupo, es importante determinar si había factores en el sistema de trabajo que podrían haber facilitado la expresión del modo de falla en cuestión (y con ello el error o violación y la acción peligrosa). Estos factores se han denominado antecedentes de comportamiento. Los antecedentes de comportamiento pueden encontrarse examinando la información del sistema de trabajo acopiada y organizada utilizando los marcos SHEL, Reason, o LUC de los Pasos 1 y 2. Un nuevo examen de estos datos subraya el carácter iterativo de este proceso de investigación donde incluso puede ser necesario llevar a cabo más investigaciones del accidente.

Los tres niveles de actuación o comportamiento pueden desglosarse en patrones de falla de comportamiento común o modos de falla. La descripción en estos modos de falla se proporciona en el Apéndice 1 del Capítulo 16.

Por ejemplo: Al examinar nuevamente los datos acopiados, el investigador descubre que uno de los antecedentes de comportamiento es el diseño de la propia lista de verificación. Esta lista es en papel; no hay ayudas incorporadas a la lista que permitan que el piloto mantenga el seguimiento de la secuencia de la misma. En ausencia de tales ayudas, es responsabilidad del piloto cerciorarse de que no se ha salteado ninguna casilla. Identificando el diseño de la lista de verificación, problemático, el investigador ha descubierto una condición peligrosa latente en el sistema. Estas condiciones peligrosas latentes en la organización y la gestión constituyen los antecedentes de comportamiento de las acciones y decisiones peligrosas de los operadores y el personal de mantenimiento. Representan también posibles peligros que pueden identificarse, validarse y corregirse en forma sistemática.

Paso 7 – Identificación de posibles problemas de seguridad operacional

En el Paso 7, el investigador señala las condiciones latentes peligrosas que ocurrieron naturalmente o las que ocurrieron como resultado de una decisión defectuosa como posibles problemas de seguridad operacional. En su mayor parte, la identificación de posibles problemas de seguridad operacional se basa ampliamente en los factores que fueron identificados como antecedentes de comportamiento. Una vez más esto subraya la importancia de la aplicación de un enfoque sistemático a los Pasos 1 y 2 del proceso que establece el fundamento para los pasos de análisis subsiguientes.

Cuando corresponda, los posibles problemas de seguridad operacional pueden analizarse más profundamente para identificar deficiencias de seguridad y adoptar recomendaciones para medidas de seguridad.

Resumen

El proceso integrado para la investigación de los factores humanos se elaboró como herramienta para que los investigadores y analistas puedan aplicarla a efectos de facilitar la identificación de condiciones peligrosas directas y subyacentes en los accidentes de transporte. Los marcos, que constituyen el fundamento del proceso, se extrajeron de la literatura sobre factores humanos dado que el elemento humano ha sido identificado como importante contribuyente a los accidentes. El paso final del proceso es la identificación de posibles problemas de seguridad operacional que, a su vez, puede utilizarse para identificar deficiencias de seguridad sistémicas.

16.3 ACTIVIDADES DE INVESTIGACIÓN

Recopilación de información

16.3.1 El éxito de la investigación de factores humanos depende considerablemente de la cantidad y calidad de la información recogida. Dado que cada accidente es diferente de los otros, el investigador deberá determinar el tipo y calidad de los datos que han de acopiarse y examinarse. Como regla general, el investigador debería ser sobreincluyente en el acopio de información inicial y eliminar los datos superfluos a medida que se desarrolla la investigación.

16.3.2 Aplíquese el modelo conceptual SHEL descrito anteriormente como herramienta para orientar la etapa de recolección de datos. En general, deben recogerse datos que permitan:

a) construir una historia de todos los sucesos de comportamiento importantes que se sabe han ocurrido;

b) examinar exhaustivamente y analizar las interfaces SHEL para determinar si y dónde han ocurrido quebrantamientos;

c) determinar las causas que puedan haber influido o motivado una acción particular, de todas las personas involucradas en el accidente; y

d) corroborar plenamente la existencia de una deficiencia de seguridad operacional identificada.

Fuentes de información

16.3.3 La información pertinente a un accidente de aviación puede adquirirse de varias fuentes. Las fuentes primarias relacionadas específicamente con los factores humanos comprenden evidencias físicas del equipo, documentación en papel, cintas de grabaciones audio y de registrador de datos de vuelo, entrevistas, observación directa de las actividades del personal aeronáutico y simulaciones. Las fuentes secundarias comprenden las bases de datos sobre accidentes de aviación, literatura de referencia y profesionales y especialistas en factores humanos.

a) Fuentes primarias

1) La evidencia física del equipo se relaciona más frecuentemente con la aeronave pero también puede involucrar otras estaciones de trabajo y equipos utilizados por el personal aeronáutico (p. ej., controladores de tránsito aéreo, auxiliares de cabina, personal de mantenimiento y servicios de aeronaves). Las fuentes específicas comprenden los restos de la aeronave, aeronaves de configuración similar, datos del fabricante, registros de la compañía, equipo de mantenimiento y servicio, instalaciones y equipo de control de tránsito aéreo, etc.

2) La documentación en papel abarca el aspecto completo de las interfaces SHEL. Se deben considerar los documentos siguientes:

Registros y diarios personales;
Certificados y licencias;
Registros del personal y de instrucción de la compañía;
Manuales de vuelo de la aeronave;
Manuales de la compañía y procedimientos operacionales normalizados;
Manuales y programas de instrucción;
Horarios de instrucción y operacionales de la compañía;
Registros de las autoridades normativas;
Pronósticos, registros y textos de información meteorológicos;
Documentos relacionados con los planes de vuelo;
Registros médicos; y
Exámenes médicos y exámenes post-mortem.

3) Los registros de datos de vuelo y las grabaciones de radar del ATC constituyen valiosas fuentes de información para determinar la secuencia de los sucesos y examinar las interfaces elemento humano-elemento humano. En las líneas aéreas que utilizan programas de supervisión de los registradores de vuelo, puede haber una enorme cantidad de información sobre los procedimientos normales de operación de los tripulantes. Además de los registros de datos de vuelo tradicionales, las aeronaves de nueva generación tienen registradores de mantenimiento y algunos componentes electrónicos con memorias no volátiles que constituyen fuentes potenciales de información pertinente. Los registros audio (ATC y CVR) constituyen fuentes valiosas de información en lo que atañe a las interfaces elemento humano-elemento humano y elemento humano-equipo. Además de conservar las comunicaciones del personal, los registros audio pueden proporcionar pruebas sobre el estado mental de los individuos y la tensión o fatiga posible. Por lo tanto, es indispensable que las personas familiarizadas con la tripulación escuchen los registros para confirmar la identidad de la persona que habla e indicar si hay normalidades en el modo o el estilo del habla. También es fundamental que individuos con conocimientos de los procedimientos operacionales específicos de la tripulación escuchen los registros para proporcionar un panorama más completo de las actividades de la misma que no tienen carácter verbal.

4) También son importantes las entrevistas llevadas a cabo con las personas involucradas directa o indirectamente en el suceso.

Considérense las siguientes personas que podría ser necesario entrevistar:

Tripulación de vuelo	Auxiliares de a bordo
Otros miembros de la tripulación	Pasajeros
Controladores de tránsito aéreo	Testigos oculares
Personal de tierra	Despachadores
Personal de información meteorológica	Personal encargado de manipular el equipaje
Personal encargado del deshielo	Mecánicos de mantenimiento de aeronaves
Propietario de la empresa	Jefe de las operaciones de vuelo
Jefe de pilotos	Jefe de instructores
Instructores	Piloto inspector
Otros pilotos de la empresa	Antiguos empleadores
Supervisores	
Jefe de mantenimiento	Mecánicos de mantenimiento
Especialistas técnicos	
Examinadores de pruebas de vuelo	Inspectores de aeronavegabilidad
Auditores	Otras autoridades normativas
Médico de familia	Sicólogo
Examinador aeromédico	Compañeros de trabajo
Amigos	Miembros de la familia

El conocimiento obtenido de estas entrevistas puede utilizarse para confirmar, aclarar o complementar datos de otras fuentes. En ausencia de datos medibles, las entrevistas constituyen la única fuente de información y, por consiguiente, los investigadores deben estar bien capacitados en técnicas de entrevistas. En el Apéndice 2 del Compendio de factores humanos núm. 7 (Cir 240) de la OACI, *Investigación de factores humanos en accidentes e incidentes* figuran directrices sobre técnicas para entrevistas.

b) Fuentes secundarias

1) No toda la información sobre los hechos en materia de factores humanos se reúne en el terreno. Después de la fase en el terreno de la investigación puede reunirse información adicional sobre los factores humanos facilitando el análisis de la información sobre los hechos recogida en el terreno. Estos datos empíricos provienen de varias fuentes.

2) Las observaciones directas de las acciones realizadas en el entorno real pueden revelar información importante sobre factores humanos. Pueden efectuarse observaciones sobre lo siguiente:

Actividades de operaciones de vuelo
Actividades de instrucción en vuelo
Actividades de mantenimiento
Actividades de control de tránsito aéreo

3) Las simulaciones permiten reconstruir el accidente y pueden facilitar una mejor comprensión de la secuencia de los hechos que condujeron al mismo, y del contexto en el cual las personas involucradas percibieron los sucesos.

4) Puede aplicarse simulación en computadora para reconstruir hechos utilizando datos de los registradores de vuelo, cintas del control de tránsito aéreo y otras pruebas físicas.

5) A menudo, una sesión en un simulador de vuelo de aeronave o la reconstrucción de un vuelo en una aeronave similar pueden ofrecer información valiosa sobre las circunstancias que condujeron a un accidente. La participación en las simulaciones del personal involucrado en los sucesos del accidente puede provocar recuerdos de importante información que de otra manera no se habrían percibido.

6) Las bases de datos de seguridad operacional de la aviación que contienen datos sobre accidentes e incidentes o sistemas de notificación confidencial y bases de datos mantenidas por algunos fabricantes de aeronaves resultan fuentes útiles de información directamente relacionada con el entorno operacional aeronáutico. Entre los ejemplos están los sistemas ADREP (OACI), STEADS (IATA), CASRP (Canadá), ASRS y ASIS (Estados Unidos), CAIRS (Australia), CHIRP (Reino Unido).

7) No obstante, los investigadores deberían utilizar las bases de datos con cautela, asegurándose de conocer las fuentes de los mismos y las poblaciones abarcadas así como sus limitaciones. Deberían estar familiarizados con el vocabulario utilizado en una base de datos específica dado que no hay un único conjunto de palabras clave como una clara base de datos. Los criterios de codificación e ingreso de datos difieren entre las diversas bases de datos, lo que puede afectar el significado de los datos recuperados. En el Apéndice 4 del Compendio de factores humanos núm. 7 (Cir 240) de la OACI, *Investigación de factores humanos en accidentes e incidentes,* figura un análisis más detallado de las bases de datos y su aplicación a la investigación de factores humanos.

8) Los exámenes de la literatura correspondiente pueden constituir una importante fuente de información. La consulta a textos de referencia puede contribuir a lo siguiente:

i) identificar la forma en que un determinado factor humano puede afectar la actuación;

ii) relacionar la información hallada en el terreno con los aspectos conocidos de comportamiento humano en circunstancias similares; y

iii) organizar en forma lógica la información recopilada en el terreno.

9) Cabe señalar que las referencias básicas sicológicas y sociológicas pueden ser buenas fuentes de información sobre la actuación humana en general, pero que rara vez tratan el comportamiento humano en condiciones comparables al entorno operacional aeronáutico. En los años recientes, profesionales en factores humanos han proporcionado algún material valioso que trata específicamente de aspectos operacionales aeronáuticos. Algunas agencias de información aeronáutica proporcionarán, a pedido, servicios de examen de literatura sobre tópicos seleccionados. Otras referencias pueden encontrarse en el Compendio sobre factores humanos núm. 7 (Circular 240) de la OACI.

10) En todo momento durante la investigación, los investigadores deben estar dispuestos a consultar profesionales ajenos a su esfera de competencia. Dichos profesionales comprenden entre otros a los siguientes:

i) especialistas médicos — para analizar el impacto de toda condición médica constatada en la tripulación de vuelo u otro personal pertinente;

ii) sicólogos — para analizar el impacto de los factores ambientales, operacionales y de situación sobre la motivación y el comportamiento;

iii) sociólogos — para evaluar los factores que afectan a las interacciones y a la actuación;

iv) investigadores y profesionales del estudio del sueño — para evaluar la calidad del descanso de que dispone el individuo y el impacto sobre la actuación de determinado ciclo de trabajo – descanso o de los factores circadianos; y

v) ergónomos — para evaluar el efecto del diseño y la disposición sobre el usuario.

Directrices para la recopilación de datos

16.3.4 Las siguientes directrices para la recuperación de datos sobre actuación humana se basan en los marcos SHEL y LUC. Estas directrices se diseñaron para ofrecer:

a) algunas sugerencias sobre cómo estos factores pueden alterar la actuación; y

b) alguna orientación sobre áreas que habría que examinar en cuanto a fuentes de pruebas.

16.3.5 La siguiente descripción de los componentes e interfaces del modelo SHEL ayudará a los investigadores a recopilar datos a fin de lograr una investigación a fondo de los factores humanos.

a) *Elemento humano — El individuo*. El componente de elemento humano — el individuo — es el elemento central del modelo SHEL. Los datos que deberían recopilarse para tratar de este componente central pueden clasificarse en cuatro categorías: físico, fisiológicos, sicológicos y sicosociales.

1) Los *factores físicos* comprenden las limitaciones físicas del individuo. Se debe determinar si:

— ¿Era el individuo físicamente capaz de realizar las acciones y movimientos necesarios?

Las limitaciones físicas influyen en la capacidad de ver, actuar, moverse, alcanzar y agarrar. Se deben considerar factores tales como:

Edad	Sexo	Peso
Altura	Complexión	Fuerza
Coordinación	Altura sentado	Alcance funcional
Largo de las piernas	Anchura de los hombros	

— ¿Se vio la actuación del individuo afectada por limitaciones visuales, auditivas o sensoriales de otro tipo?

Las limitaciones visuales pueden haber:

provocado ilusiones y desorientación,
limitado la capacidad de percibir el tránsito,
influido en criterios para despegues y aterrizajes,
afectado negativamente la lectura de instrumentos o cartas, o
impedido la percepción de objetos debido a foco inadecuado o miopía de campo vacío.

Algunas limitaciones visuales son:

Umbral visual	Agudeza visual
Percepción de la velocidad	Percepción de la profundidad
Adaptación a la luz	Visión periférica
Lentes, lentes de contacto	Miopía de campo vacío

Las limitaciones auditivas o sensoriales de otro tipo son:

Umbral auditivo (audición)
Vestibular (aceleración y equilibrio)
Tolerancias G
Olfato, tacto
Kinestésica (detección del movimiento a través de los músculos), que pueden causar malentendidos e ilusiones.

2) Los *factores fisiológicos* tratan del individuo como un organismo complejo que abarca una gama enorme de sistemas. Se debe determinar si:

— ¿Era el individuo fisiológicamente apto para desempeñar la tarea debida?

— ¿De qué manera influyó la aptitud fisiológica o la ausencia de ella, en el desempeño y juicio del individuo?

— ¿De qué manera la capacidad del individuo de soportar enfermedades, fatiga o estrés afectó el juicio y los comportamientos?

— ¿Estaba el individuo afectado por algún tipo de privación o alguna necesidad fisiológica?

Factores alimenticios

— ¿Afectaron los factores alimenticios la capacidad del individuo para:

Responder a una medida
Resistir la fatiga
Concentrarse en la tarea?

— ¿Perdió el individuo peso recientemente?

— ¿Estaba la persona haciendo dieta? Considérense factores como:

Ingesta de alimentos en las últimas 24 horas
Horas transcurridas desde la última comida
Deshidratación

Salud

— ¿Estaba el comportamiento del individuo afectado por alguna enfermedad, dolor o condición dental?

— ¿Era el individuo físicamente apto para la tarea?

— ¿Estaba la persona embarazada?

— ¿Era la persona obesa?

— ¿Había donado sangre recientemente el individuo?

Estrés

— ¿De qué manera la capacidad del individuo para manejar el estrés afectó sus acciones y comportamientos?

Los signos emocionales de estrés de larga duración pueden comprender:

Apatía o ansiedad (inquietud, agitación)
Irritabilidad (mucha sensibilidad, defensivo, arrogante)
Sobrecompensación (negación, exageración, exceso de trabajo)

Los signos de comportamiento pueden comprender:

Retraimiento (aislamiento social, reticencia a aceptar responsabilidades)
Exteriorización/mal comportamiento (abuso del alcohol, ludopatía)
Aspecto físico (apariencia descuidada, lentitud)
Infracciones (jurídicas, en el trabajo, deudas)

Consumo de tabaco

El consumo de tabaco podría provocar:

Reducción de la destreza
Problemas de visión
Problemas en la percepción del tiempo
Irritabilidad y frustración, si se priva del mismo

Estilo de vida

— ¿Cómo se comporta normalmente esta persona con los demás?

— ¿Se había registrado un reciente cambio de estilo de vida, en las actividades, en las amistades? ¿Qué lo provocó?

— ¿Podría ser una forma de enfrentar el estrés y las presiones? ¿Cuáles eran esas presiones?

Fatiga

La fatiga de corto plazo (aguda) podría estar influida por:

Cantidad de sueño (descanso de la tripulación, duración de la siesta)
Ingestión de alimentos
Carácter de las actividades (nivel de la actividad)
Carácter de las tareas (fatiga de pericia)
Nivel de estrés de las últimas 72 horas
Duración del vuelo

La fatiga de largo plazo (crónica) podría depender de:

Horario de trabajo, períodos de descanso
Disritmia circadiana (descompensación horaria)
Capacidad de manejar el estrés
Patrones de sueño, déficit, interrupción
Carácter de las actividades
Generadores de estrés en la familia y el trabajo

La fatiga puede haber tenido consecuencias sobre:

Memoria a corto plazo (olvidos)
Vigilancia y concentración
Capacidad de tomar decisiones (opciones limitadas)
Actuación (normas más bajas, tendencia a tomar atajos, tomar riesgos indebidos)
Enfrentamiento del estrés
Capacidad de percibir y visualizar el tránsito
Capacidad de oír las comunicaciones
Motivación del trabajo

Alcohol/drogas

Se debe considerar:

Medicamentos de venta libre
Medicamentos bajo receta
Drogas ilícitas
Cigarrillos, café, otros
Adicción, situación posterior a la ebriedad, incapacitación

El alcohol y las drogas pueden haber:

Provocado modorra o mareos
Afectado la coordinación y la visión
Reducido las funciones mentales y las percepciones sensoriales

Incapacitación

La incapacitación parcial puede ser difícil de detectar y podría ser provocada por:

Envenenamiento por monóxido de carbono o alimentación
Condiciones médicas
Descompresión, inmersión, gases atrapados
Humo y vapores tóxicos causantes de náuseas
Mareos por movimiento

La incapacitación parcial puede haber resultado en una amplia gama de síntomas como:

Hiperventilación, hipoxia, anoxia
Mareos, pérdida de conciencia
Falta de concentración
Fijación
Disminución de las funciones mentales o percepciones sensoriales

Ilusiones

Varios tipos de ilusiones podrían ser inducidas por el medio ambiente.

Ilusiones visuales:

Agujero negro
Vértigo con temblores
Autoquinésis
Ilusión circular o lineal
Perspectiva geométrica
Ilusiones de aterrizaje

Ilusiones vestibulares:

Somatogíricas — vértigo
Somatogravitacionales — coriolis
Ilusión del ascensor — “mano gigante”

Se deben documentar las condiciones ambientales en el momento del accidente:

Peculiaridades geográficas del emplazamiento
Fase de vuelo y fuerzas involucradas (registros FDR o ATC)
Vigilancia de los instrumentos y medidas adoptadas

3) Los *factores sicológicos* determinan los aspectos que los individuos aportan consigo a las situaciones laborales como resultado de su conocimiento y experiencia adquiridos y de sus capacidades mentales. Esto incluye la instrucción, los conocimientos, la experiencia y la planificación; las percepciones, el tratamiento de una información, el grado de atención y la carga de trabajo; la personalidad, el estado mental y emocional, las actitudes y el humor. Se debe determinar lo siguiente:

Procesamiento de la información

— ¿Superó la información que había de procesarse las limitaciones humanas o propias del individuo (capacidad mental)?

— ¿Cuántos "trozos" de información se presentaron al individuo (capacidad de memoria de corto plazo)?

— ¿Indujo el procesamiento algunas tendencias, juicio deficiente o toma de decisiones inapropiada?

— ¿Causó el carácter del procesamiento de la información un aumento de la carga de trabajo?

Los posibles signos comprenden:

Concentración en pocas alternativas
Fijación, atención canalizada
Olvidos
Falta de sincronización y coordinación

Percepciones

— ¿Cuál era la percepción o modelo mental del individuo respecto de la tarea que había de realizarse? ¿Era exacta?

— ¿Sufría el individuo de problemas de percepción, percepciones retrasadas o ilusiones provocadas por el sistema visual o vestibular, o circunstancias que rodeaban el vuelo?

Considérense diferentes tipos de desorientación:

Geográfica
Espacial
Temporal
Visual
Conciencia de la situación

Considérese el tiempo de reacción para:

Detectar algo
Adoptar una decisión apropiada
Tomar una medida apropiada

Atención

— ¿Excedió el nivel de atención necesario las limitaciones propias del individuo?

Considérense los fenómenos siguientes:

Duración de la atención
Inatención (general, selectiva)
Distracción (interna, externa)
Atención canalizada
Vigilancia, aburrimiento, monotonía
Interferencia de las costumbres, sustitución de las mismas
Distorsión del tiempo

Se deben buscar pruebas de:

Acciones inadecuadas o tiempo de reacción inadecuado
Falta de percepción o de reacción frente a un suceso
Priorización inadecuada de las tareas que debían realizarse

Carga de trabajo

Se debe determinar si la tripulación, por sus propias acciones, disminuyó o aumentó el nivel percibido de carga de trabajo.

Se sabe que la elevada carga de trabajo ha provocado:

Desorganización, fijación, estrés/pánico
Priorización incorrecta de tareas
Saturación de tareas
Desbordamiento o supresión de tareas
Toma de decisiones inadecuada
Pérdida de conciencia de la situación

Una baja carga de trabajo puede haber provocado:

Aburrimiento
Falta de atención
Complacencia
Falta de vigilancia

Actitud

— ¿Qué indican los hechos respecto a las actitudes del individuo en materia de trabajo, en cuanto a los demás y a sí mismo?

— ¿De qué manera las actitudes influyeron en la motivación, la calidad de trabajo y el buen juicio?

Debe considerarse la forma en que los factores siguientes pueden haber afectado la actuación del individuo:

Humor
Motivación
Habituación
Actitud
Aburrimiento
Complacencia
Exceso de confianza

Se deben considerar expectativas como:

Mentalidad
Esperanzas
Falsas hipótesis
Deseo de ir a casa
Determinación de acelerar
Asunción de riesgos

Estado mental/emocional

— ¿Estaba el individuo sicológicamente apto para la tarea?

— ¿De qué manera el estado mental y emocional del individuo influyó en su enfoque de la situación?

Se deben considerar factores como la aprehensión, el nivel de excitación, las presiones mentales autoinducidas y el estrés como posibles limitadores de la actuación.

Se deben buscar signos de pánico, estrés, ansiedad, incluyendo:

Fijación, contemplación
Tono de la voz
Reacciones precipitadas o muy lentas

Experiencia/vigencia

— ¿Eran la experiencia, conocimientos e instrucción del individuo suficientes, pertinentes y aplicables a la situación?

Se debe considerar la experiencia general o reciente del individuo:

En el puesto
En la aeronave
Para la misión
En los instrumentos
Con los procedimientos
En el medio (nocturna, aeródromos, rutas)

Se sabe que la experiencia inadecuada, general o reciente:

Reduce la confianza de la persona
Eleva el nivel de estrés
Resulta en medidas incompletas o inapropiadas
Aumenta el nivel de carga de trabajo percibido

Conocimientos

Se debe determinar el nivel de conocimientos que tenía el individuo acerca de la aeronave, los sistemas, los procedimientos o el medio ambiente.

— ¿Tuvieron consecuencias en el suceso las habilidades y aptitudes para el vuelo del individuo?

La falta de conocimientos podría:

Reducir la confianza
Inducir a confusiones
Resultar en medidas inapropiadas o incompletas

Instrucción

— ¿Había una relación entre el accidente y el tipo de instrucción recibida?

— ¿Había indicaciones de transferencia negativa o positiva?

— ¿Se observaron puntos débiles durante la instrucción similares a las circunstancias que rodearon el accidente?
— ¿Era la instrucción recibida por el individuo suficiente, pertinente y aplicable a la situación?

— Deben considerarse diferentes tipos de instrucción:

Inicial en tierra y simulador
En línea
Periódica en tierra y simulador

Planificación

La limitada planificación podría haber resultado en información incompleta o inexacta que pudiera haber influido en la toma de decisiones y el buen juicio.

— ¿Reflejó el volumen de planificación (previa al vuelo o durante el vuelo) las actitudes de la tripulación o de la administración con respecto al vuelo?

4) Los *factores sicosociales* tratan de las presiones que debe soportar un individuo en el sistema social (medio ambiente ajeno al trabajo). Esto incluye los eventos y las tensiones (p. ej., un fallecimiento en la familia o problemas financieros) así como las relaciones con otras personas (familiares, amigos y compañeros). Se debe determinar lo siguiente:

— ¿Motivaron los factores sicosociales o influyeron en el enfoque del individuo respecto a una situación o a la capacidad de soportar la tensión o enfrentar hechos imprevistos?

Para evaluar los niveles de presión y de estrés experimentados por el individuo, compárese la percepción de los hechos por parte del individuo con las percepciones de otras personas.

Se deben considerar los factores siguientes:

Presión mental
Conflictos interpersonales
Pérdida personal
Problemas financieros
Cambios importantes en el estilo de vida
Presión familiar
Diferencias culturales

b) *Interfaz elemento humano-elemento humano.* La interfaz elemento humano-elemento humano es la relación entre el individuo y otras personas en el lugar de trabajo. Las relaciones entre el personal y la administración también caen en el ámbito de esta interfaz dado que el clima de la empresa y las presiones de trabajo de la compañía pueden afectar de modo importante la actuación humana. Los datos necesarios abarcan temas como las interacciones humanas, la comunicación (verbal y no verbal) y las indicaciones visuales. Se debe determinar lo siguiente:

Comunicaciones orales

— ¿Influyeron la interacción o las comunicaciones con las demás personas en el medio de trabajo en la actuación de los individuos, en sus actitudes, en su nivel de estrés, en exigencias de las tareas y los niveles de trabajo percibidos?

Se deben considerar los factores siguientes:

Interferencia de ruido
Interpretación errónea
Fraseología (operacional)
Contenido, ritmo del habla
Barrera del idioma
Colación/escucha de verificación

— ¿Influyó la comunicación verbal y no verbal, o su ausencia, en la sucesión de actos de manera inapropiada e irreversible?

Señales visuales

— ¿Las indicaciones visuales remplazaron, apoyaron o contradijeron la información verbal?

— ¿Se vio el individuo influido por las señales no verbales (lenguaje corporal) de otra persona? El lenguaje corporal puede orientar una acción, provocar confusión, estrés, malentendidos, o crear emociones y presiones negativas.

Interacciones de la tripulación

Se han de evaluar las interacciones de la tripulación, la compatibilidad en términos de personalidad, nivel de experiencia y hábitos de trabajo.

— ¿Trabajaban los tripulantes en conjunto o unos contra otros?

— ¿Hacía la tripulación uso adecuado de sus recursos?

Se deben considerar los siguientes elementos para evaluar la tripulación:

Supervisión
Instrucciones de información
Coordinación
Compatibilidad/combinación
Gestión de los recursos
Asignación de tareas
Edad, personalidad, experiencia

Relación trabajador - administración

Se deben examinar los diferentes niveles de administración: el nivel de administración en que se formulan decisiones y planes, se asignan recursos y se redactan las instrucciones, y el nivel de supervisión donde estas acciones son vigiladas y se aplican las instrucciones.

Hay que determinar si las políticas de la administración respecto de asuntos de personal afectan la actuación humana provocando:

Niveles de experiencia y conocimiento inadecuados
Carga de trabajo excesiva o atención inadecuada
Resentimiento y entorno laboral malsano
Condiciones de trabajo peligrosas

Relaciones laborales

— ¿Cuál era la influencia del sindicato sobre los trabajadores, la administración, las políticas y los hábitos de trabajo?

— ¿Hubo recientemente una fusión de compañías? ¿Afectó esa fusión la antigüedad, la labor del individuo, las negociaciones contractuales o las políticas?

Presiones

Las presiones mentales debidas a las políticas operacionales pueden ser reales o percibidas

— ¿Fue la presión mental impuesta por colegas, por la administración, por la industria? ¿En qué medida se sintió?

— ¿Cuáles eran las alternativas del empleado?

— ¿Cuál era la moral de la empresa?

— ¿Había un alto índice de rotación de personal?

Supervisión

— ¿Había políticas, normas y controles de calidad existentes, disponibles, actualizados y adecuados?

— ¿Había políticas, normas y controles de calidad que se implantaban, aceptaban, vigilaban o supervisaban en forma adecuada?

— ¿Era adecuada la proporción de supervisores con respecto a empleados?

— ¿Ejecutaban otras tareas los supervisores?

Requisitos normativos

— ¿Promovía la administración un entorno operacional que trasgredía los requisitos normativos?

— ¿Qué impacto tenía el entorno operacional en la toma de decisiones por los empleados y la elección de medidas?

— ¿Estaban los empleados dispuestos u obligados a trasgredir las reglas?

— ¿Son apropiados las normas aplicadas y los reglamentos existentes?

Se deben considerar las diferentes tareas de los órganos de reglamentación:

Aplicación
Auditoría
Inspección
Vigilancia
Supervisión

c) *Interfaz elemento humano-equipo.* La interfaz elemento humano-equipo representa la relación entre el ser humano y la máquina. Los requisitos de datos se extienden a temas como el puesto de pilotaje y la configuración del puesto de trabajo, el diseño de las pantallas y de los mandos y el diseño y la configuración de los asientos. Se debe determinar lo siguiente:

Conmutadores, mandos, presentaciones visuales.

— Había similitudes, diferencias y peculiaridades en el diseño o disposición que pudieran haber afectado las características de procesamiento de la información por el individuo.

Hay que determinar la influencia de:

Diseño
Ubicación
Iluminación
Colores, marcas

Se debe determinar la influencia de los instrumentos, presentaciones, mandos, conmutadores o alarmas sobre:

Tiempo de reacción
Patrones de hábitos
Carga de trabajo
Secuencias de las acciones
Procesamiento de la información
Desorientación
Confusión

Hay que evaluar la forma en que la actuación fue afectada por factores como:

Espacio
Iluminación
Ruido
Condiciones climáticas

Se deben considerar los siguientes factores:

Configuración del espacio de trabajo, estandarización
Equipo de comunicaciones
Posición de referencia visual, diseño de los asientos
Restricciones al movimiento y a la visibilidad
Presentaciones visuales de información
Equipo de alertas y advertencias
Interferencia del equipo personal (comodidad)
Enlace de datos
Operación de instrumentos (problemas de digitación)

d) *Interfaz elemento humano-soporte lógico.* La interfaz o elemento humano-soporte lógico refleja la relación entre el individuo y los sistemas de apoyo que existen en el lugar de trabajo. Los requisitos de datos se extienden a cuestiones como reglamentos, manuales, listas de verificación, publicaciones, procedimientos de operación normalizados y diseño del soporte lógico de las computadoras.

Información escrita

— ¿Se disponía con facilidad de manuales, listas de verificación, mapas u otro tipo de documentos impresos adecuados y se utilizaban?

Hay que determinar si el formato, contenido o vocabulario eran:

Uniformes en todos los documentos similares
Fáciles de utilizar y entender
Lógicos y apropiados

— Los documentos escritos, ¿indujeron a errores, aumentaron el tiempo de reacción o provocaron confusión?

Se deben considerar también los factores siguientes:

Publicaciones
Reglamentos
Cartas, NOTAM
SOP
Directrices
Carteles

Computadoras

— ¿Eran las presentaciones visuales o teclados de computadora compatibles entre sí?

— Las pantallas de computadoras y la compatibilidad de los teclados, ¿causaron confusión, influyeron en el tiempo de reacción u ocultaron errores evidentes?

— Las computadoras, ¿aumentaban o disminuían la carga de trabajo en el momento del accidente?

Automatización

— ¿De qué manera afectaba la automatización las acciones y carga de trabajo del individuo, las condiciones de trabajo, sus actitudes hacia el trabajo y la representación mental de la tarea?

— ¿De qué la manera influyó la automatización en la secuencia del accidente?

— La automatización, ¿aumentaba o disminuía la carga de trabajo en momentos críticos?

— La automatización, ¿inducía a la complacencia y el aburrimiento y resultó en la falta de información importante?

Se deben considerar los factores siguientes:

Supervisión de la tarea
Saturación de las tareas
Conciencia de la situación
Mantenimiento de la pericia

Requisitos normativos

— ¿Estaba el individuo cualificado o certificado para la tarea?

Se deben considerar los factores siguientes:

Certificación
Calificación en el puesto y de tipo
Antecedentes de infracciones
Licencia/habilitación
Certificado médico
Aspectos internos

e) *Interfaz elemento humano-medio ambiente.* La interfaz elemento humano-medio ambiente es la relación entre el individuo y el medio ambiente interno y el externo. El medio ambiente interno es el del área del trabajo inmediata, lo cual incluye la temperatura, la luz ambiente, el ruido y la calidad del aire. El medio ambiente externo incluye tanto el medio ambiente físico fuera del área de trabajo inmediata como las limitaciones generales, políticas y económicas dentro de las cuales funciona el sistema aeronáutico. Los requisitos de datos comprenden las condiciones meteorológicas, el terreno y las instalaciones físicas, la infraestructura y la situación económica.

— ¿Existían factores ambientales que pudieron haber inducido al individuo a hacer algunas simplificaciones o tomar decisiones según preconceptos o que pudieron haber creado ilusiones al afectar las percepciones vestibulares, visuales o auditivas?

— ¿Hubo alguna indicación de que las condiciones meteorológicas o el despacho, el hangar, la puerta o la infraestructura del aeródromo causaron demoras dando lugar a simplificaciones, márgenes de seguridad reducidos o limitaciones en la opción de decisiones del individuo?

— ¿Hubo presiones económicas o normativas que influyeron en la imparcialidad al tomar decisiones?

Se deben considerar las instalaciones de mantenimiento, como sigue:

Equipo de apoyo
Disponibilidad de piezas
Normas, procedimientos y métodos operacionales
Métodos de aseguramiento de la calidad
Servicio e inspección
Instrucción
Requisitos de documentación

— — — — — — — —

Apéndice 1 del Capítulo 16

Modos de falla

Actuación basada en habilidades

La mayoría de los errores en este nivel de actuación pueden agruparse en dos categorías:

a) falta de atención, que entraña la omisión de realizar las necesarias verificaciones de la atención sobre la marcha; y,

b) sobreatención, que entraña la omisión de hacer una verificación de la atención en un punto apropiado de la secuencia de acciones.

Falta de atención

1. Error de captación

Definición: Este error se produce cuando una secuencia que se está realizando es similar a una secuencia más familiar y el plan más fuerte de la secuencia familiar capta el control de la acción. El resultado es en general una fuerte intrusión de los hábitos.

Resumen: La característica que define un error de captación es que el hábito fuerte interfiere en la ejecución de la acción prevista.

2. Error de descripción

Definición: Esta confusión puede ser el resultado de que nuestra descripción interna de la acción prevista no sea suficientemente precisa. Un error de descripción resulta normalmente en la ejecución de la acción correcta pero sobre un objeto erróneo. Cuanto más tengan en común los objetos erróneos y correctos (especialmente una ubicación física próxima), más probable será que ocurra el error. Además, la distracción, aburrimiento, preocupación, estrés y la no inclinación a prestar plena atención a la tarea pueden conducir a errores de descripción.

Resumen: La característica que define un error de descripción es que la ambigüedad o las distracciones interfieren con la ejecución de la acción prevista. Normalmente la acción correcta se ejecuta sobre el objeto equivocado.

3. Omisión después de la interrupción

Definición: La necesaria verificación de atención se ve interrumpida por algún suceso externo; la secuencia de acciones original continúa, pero con partes omitidas como resultado de la interrupción. En realidad, la interrupción puede incluso llegar a ser parte de la secuencia original.

Resumen: Las características que definen un error de omisión después de interrupción son:

a) una interrupción perturba una verificación de atención; y

b) una omisión en la secuencia original de acciones es resultado de la interrupción.

4. Intencionalidad reducida

Definición: Si hay una demora entre la formulación de una acción prevista y el momento en que se realiza, y no se efectúan las verificaciones de atención apropiadas, la acción prevista se verá superada por otras demandas.

Resumen: Las características que definen un error de intencionalidad reducida son:

a) existe una demora entre la planificación y la ejecución de una acción;

b) no se realizan las verificaciones de atención apropiadas; y

c) la acción prevista es sustituida por acciones provocadas por otras demandas.

5. Error de modo

Definición: Un error de modo puede ocurrir cuando una situación se clasifica erróneamente y las medidas resultantes son inapropiadas. Esta clasificación equivocada se denomina error de modo cuando el equipo está diseñado para realizar más acciones que las que controla o presenta, de modo que los controles deben realizar más de una acción. Cuando el equipo no hace visible el modo en que está funcionando (p. ej., “on/off”), la información proporcionada al operador es ambigua y es probable que surjan errores de modo.

Resumen: Las características que definen un error de modo son:

a) el equipo utilizado proporciona información ambigua con respecto a las funciones de control; y

b) el usuario no está seguro de la condición de modo del equipo y opta por acciones inapropiadas.

Sobreatención

1. Omisión

Definición: El atender a la marcha de una secuencia de acciones en el momento equivocado puede resultar en la evaluación de que el proceso es más largo de lo que es en realidad y, como consecuencia, puede omitirse algún paso necesario en la secuencia.

Resumen: Las características que definen un error de omisión son:

a) hay una inoportuna verificación de una secuencia de acciones;

b) la evaluación es que la secuencia de acciones está más delante de lo que en realidad está; y

c) se omite un segmento de la secuencia de acciones.

2. Repetición

Definición: El atender a la marcha de una secuencia de acciones en el momento equivocado puede resultar en la evaluación de que el proceso no está en el punto en que en realidad está y entonces se repite una acción ya realizada.

Resumen: Las características que definen un error de repetición son:

a) hay una inoportuna verificación de una secuencia de acciones; y

b) la evaluación es que la secuencia de acciones no está tan avanzada como en realidad está; y

c) se repite un segmento de la secuencia de acciones.

3. Inversiones

Definición: Las verificaciones inoportunas pueden provocar que una secuencia de acciones se invierta.

Resumen: Las características que definen un error de inversión son:

a) existe una verificación inoportuna de una secuencia de acciones en dos sentidos; y

b) se invierte la secuencia de acciones.

Actuación basada en reglas

Mala aplicación de buenas reglas (reglas de valor probado)

Hay varios factores que conspiran para llevar al uso de reglas fuertes pero equivocadas:

1. Fuerza de la regla

Definición: La fuerza de una regla depende del número de veces que la regla ha producido resultados exitosos. Cuanto más exitosa sea la regla, más fuerte se vuelve. A su vez, cuanto más fuerte es la regla, más probablemente será escogida, incluso cuando la correspondencia entre la situación y la regla es imperfecta.

Resumen: La característica que define un error de fuerza de regla es que se escoge una regla incorrecta para la situación debido a que ha sido utilizada frecuentemente con éxito en el pasado.

2. Reglas generales

Definición: Las reglas generales son más fuertes que las reglas específicas sencillamente porque se las encuentra con más frecuencia en el mundo.

Resumen: La característica que define un error de regla general es que se escoge una regla incorrecta para la situación debido a su uso más frecuente.

3. Sobrecarga de información

Definición: El volumen de información que enfrenta la persona encargada de tomar decisiones es tan abundante que supera la capacidad del sistema cognitivo de captar y procesar todas las indicaciones de la situación local. Sin información específica sobre la verdadera situación local, las personas pueden incurrir en otros errores de "mala aplicación de buenas reglas", como de fuerza de la regla o de una regla general, es decir que serían inapropiados para esta situación local particular.

Resumen: La característica que define una sobrecarga de información es que se escoge una regla incorrecta para la situación debido a que existe una abrumadora cantidad de información frente a la persona encargada de la decisión.

4. Primeras excepciones

Definición: La primera vez que una persona encuentra una importante excepción a una regla general, esa regla general, en particular si ha sido muy fiable en el pasado, continuará "rigiendo" o gobernando.

Resumen: La característica que define un error de primera excepción es que se adopta una regla general incorrecta para la situación debido a que la persona encargada de las decisiones encuentra difícil efectuar la primera elección de la alternativa correcta.

5. Rigidez

Definición: Si una regla se ha utilizado con éxito en el pasado, hay una tendencia general (casi obstinación) a usarla nuevamente, incluso cuando las circunstancias ya no justifican dicho uso. Tan fuertes son estas reglas, que aplicaremos soluciones familiares pero engorrosas incluso cuando se dispone rápidamente de soluciones más sencillas y más elegantes.

Resumen: La característica que define un error de rigidez es que se elige una regla incorrecta debido a que la persona encargada de las decisiones cree firmemente que es correcta, a pesar de la existencia de opciones más apropiadas.

Aplicación de malas reglas

1. Reglas equivocadas

Definición: El carácter de equivocado en este tipo de error surge de un defecto o carencia en la estrategia de la propia regla.

Resumen: La característica que define un error de regla equivocada es que la elección de una regla se considera incorrecta debido a que el plan o estructura de la misma tiene deficiencias.

2. Reglas poco elegantes o torpes

Definición: Sin la ventaja de instrucción por expertos o debido a que se está operando en un entorno permisivo, podemos emplear soluciones que resultan torpes, tortuosas o incluso extrañas, pero que funcionan y pueden llegar a establecerse como parte de nuestros procedimientos basados en reglas.

Resumen: La característica que define una regla poco elegante o torpe es que se permite que dicha regla prospere debido a que no existen verificaciones dentro del entorno operacional o que, de haberlas, no han funcionado adecuadamente.

3. Reglas desaconsejables

Definición: Aunque este tipo de regla puede ser perfectamente adecuado para lograr su objetivo inmediato la mayor parte del tiempo, su uso continuo a largo plazo no se aconseja debido a que puede llevar a accidentes inevitables. Normalmente, este tipo de regla transgrede códigos o procedimientos operacionales establecidos y, a largo plazo, dicha actividad puede resultar en un accidente.

Resumen: Las características que definen una regla desaconsejable son:

a) aunque la regla funciona, hay un alto riesgo de accidentes relacionado con su uso; y

b) la regla infringe procedimientos, normas, etc., establecidos.

Actuación basada en conocimientos

En la resolución de problemas, a menudo recurrimos a la aplicación de criterios heurísticos o reglas prácticas mentales que nos ayudan a diagnosticar el problema sin desarrollar demasiado esfuerzo mental y consumir demasiado tiempo. A menudo, estos aspectos heurísticos funcionan bien. No obstante, constituyen atajos y como tales pueden estarnos privando de información adecuada y exacta; es decir, más que procesar toda la información disponible y razonar en consecuencia para llegar al final más probable y lógico, tomamos un atajo que puede llevarnos a una falsa comprensión de la situación real.

1. Inclinación por los aspectos sobresalientes

Definición: Esta es la tendencia de concentrarse en las características o evidencias físicamente importantes (p. ej., ruidoso, brillante, reciente, muy visible, fácil de interpretar) e ignorar aspectos críticos que pueden proporcionar información de diagnóstico acerca del carácter de un problema. La tendencia a esta notabilidad resulta del hecho que las personas encargadas de las decisiones no procesan necesariamente toda la información de que disponen, en particular en momentos de estrés. Esta tendencia también se conoce como “selectividad” debido al procesamiento selectivo de la información adoptado por la persona encargada de las decisiones.

Resumen: Las características que definen un error de inclinación a rasgos sobresalientes son que se presta atención a las características erróneas o no se presta atención a las características correctas.

2. Inclinación a la confirmación

Definición: Esta es la tendencia a buscar información que confirme lo que ya creemos cierto. Entonces, se ignora o no se tiene en cuenta la información que no se corresponde con la hipótesis escogida.

Resumen: La característica que define un error de inclinación a la confirmación es que solo se presta atención a la información que apoya una hipótesis previamente escogida.

3. Heurística representativa

Definición: Esta es la tendencia a hacer corresponder indicaciones extraídas de una situación actual con otras que constituyen una representación mental de una situación particular que ya existe en la memoria de largo plazo. En términos sencillos, se compara la información percibida con la que ya existe en la memoria.

Si se decide que las indicaciones de la situación actual corresponden a las de una situación particular almacenada en la memoria, entonces la conclusión extraída es que las situaciones son similares o iguales. A su vez, sigue que la persona encargada de las decisiones puede deducir que las medidas adoptadas anteriormente resultan nuevamente apropiadas.

No obstante, si las indicaciones percibidas de la situación actual no fueron completas o fueron ambiguas, podría ocurrir una correspondencia incorrecta. Si el patrón de indicaciones en la memoria no fuera un buen revelador de la situación actual, entonces el juicio y la toma de decisiones de una persona podrían ser defectuosos. Una vez establecida una correspondencia, las personas tienden a aferrarse a esa interpretación, y a menudo no la modifican a pesar de pruebas en contrario.

Resumen: Las características que definen un error heurístico representativo comprenden:

a) la información percibida se hace corresponder en forma incorrecta con patrones específicos almacenados en la memoria; y

b) las medidas actuales adoptadas son incorrectas debido a que se basan en malas interpretaciones de la situación actual.

4. Heurística de disponibilidad

Definición: Es la tendencia a diagnosticar una situación aplicando las hipótesis más disponibles en la memoria, es decir otorgando una importancia indebida a los hechos que se recuerdan rápidamente. Las hipótesis más disponibles pueden no ser las más probables, sino sencillamente las experimentadas más recientemente o las menos complicadas.

Resumen: La característica que define un error de heurística de disponibilidad es que se selecciona una hipótesis inapropiada debido a que resulta conveniente.

5. Heurística de “como si”

Definición: Es la tendencia a tratar todas las fuentes de información “como si” fueran igualmente fiables. La información que como máximo es marginal recibe el mismo grado de fiabilidad que si fuera muy fiable.

Resumen: La característica que define un error de heurística de “como si” es que toda la información percibida recibe incorrectamente la misma importancia en cuanto a fiabilidad.

6. Encuadre

Definición: En una riesgosa toma de decisiones, hay una tendencia a encuadrar el problema como una elección entre ganancias o entre pérdidas. Con respecto a las pérdidas, las personas tienen tendencia a optar por la pérdida riesgosa que resulte menos probable aunque sea más desastrosa, en vez de la pérdida segura.

Resumen: Las características que definen un error de encuadre son:

a) las alternativas se clasifican en términos de pérdidas (o ganancias); y

b) dada la opción entre una pérdida segura y una probabilidad incierta de desastre, las personas tienden a realizar la elección riesgosa.

7. Exceso de confianza

Definición: Hay una tendencia en las personas a sobreestimar el carácter correcto de su conocimiento de la situación y sus resultados. Esto lleva a que la atención se concentre solamente en la información que apoye su elección e ignore las pruebas en contrario.

Resumen: La característica que define un error de exceso de confianza es que se otorga atención a cierta información debido a que el individuo sobrevalora su conocimiento de la situación.

— — — — — — — —

Apéndice 2 del Capítulo 16

Un proceso integrado para la investigación de factores humanos

Los marcos de sistemas de trabajo/organización y error humano/comportamiento que se describen en el Capítulo 16 proporcionan a los investigadores un enfoque sobre las posibles condiciones peligrosas que una investigación de los factores humanos trata de descubrir. A continuación se presenta un proceso que integra dichos marcos en un enfoque sistemático paso a paso para aplicar en la investigación de los factores humanos.

El proceso puede aplicarse a ambos tipos de sucesos: es decir accidentes e incidentes. En la Figura III-16-9, se ilustra el proceso que consiste en siete pasos, los pasos 4 a 7 corresponden a cada acto o decisión peligrosa:

1) recopilación de datos del accidente;

2) determinación de la secuencia del accidente;

3) identificación de actos/decisiones peligrosos y condiciones peligrosas[2];

4) identificación del tipo de error o violación;

5) identificación del modo de falla;

6) identificación de antecedentes de comportamiento; y

7) identificación de posibles problemas de seguridad operacional.

Los pasos 3 a 6 son útiles para la investigación debido a que facilitan la identificación de condiciones peligrosas latentes. El paso 7, la identificación de posibles problemas de seguridad operacional, se basa ampliamente en los factores que se han identificado como antecedentes de comportamiento.

Los siete pasos del proceso corresponden a varias tareas de las que se realizan en el marco de actividades funcionales más amplias de los investigadores durante una investigación (en la Figura III-16-10 se ilustra un desglose de estas tareas por función investigadora). A continuación se presenta un breve análisis de cada uno de los pasos mencionados.

Paso 1 — Recopilación de datos del accidente

El primer paso en el proceso de investigación de factores humanos es la recolección de información relacionada con el trabajo con respecto al personal, tareas, equipo y condiciones ambientales involucradas en el accidente. Un enfoque sistemático de este paso resulta crucial para asegurar que es posible realizar un análisis profundo y que se satisfacen los requisitos logísticos de recopilar, organizar y mantener una base de datos pertinente relacionada con el accidente.

2. A veces, una condición peligrosa puede ser resultado de un evento natural. En otros casos, un acto peligroso o una decisión peligrosa pueden resultar de una condición peligrosa que fue establecida por una decisión falible. En el primer caso, el investigador puede pasar del paso 3 al paso 7; en el segundo caso, el investigador debería avanzar a través de los pasos 3 a 7.

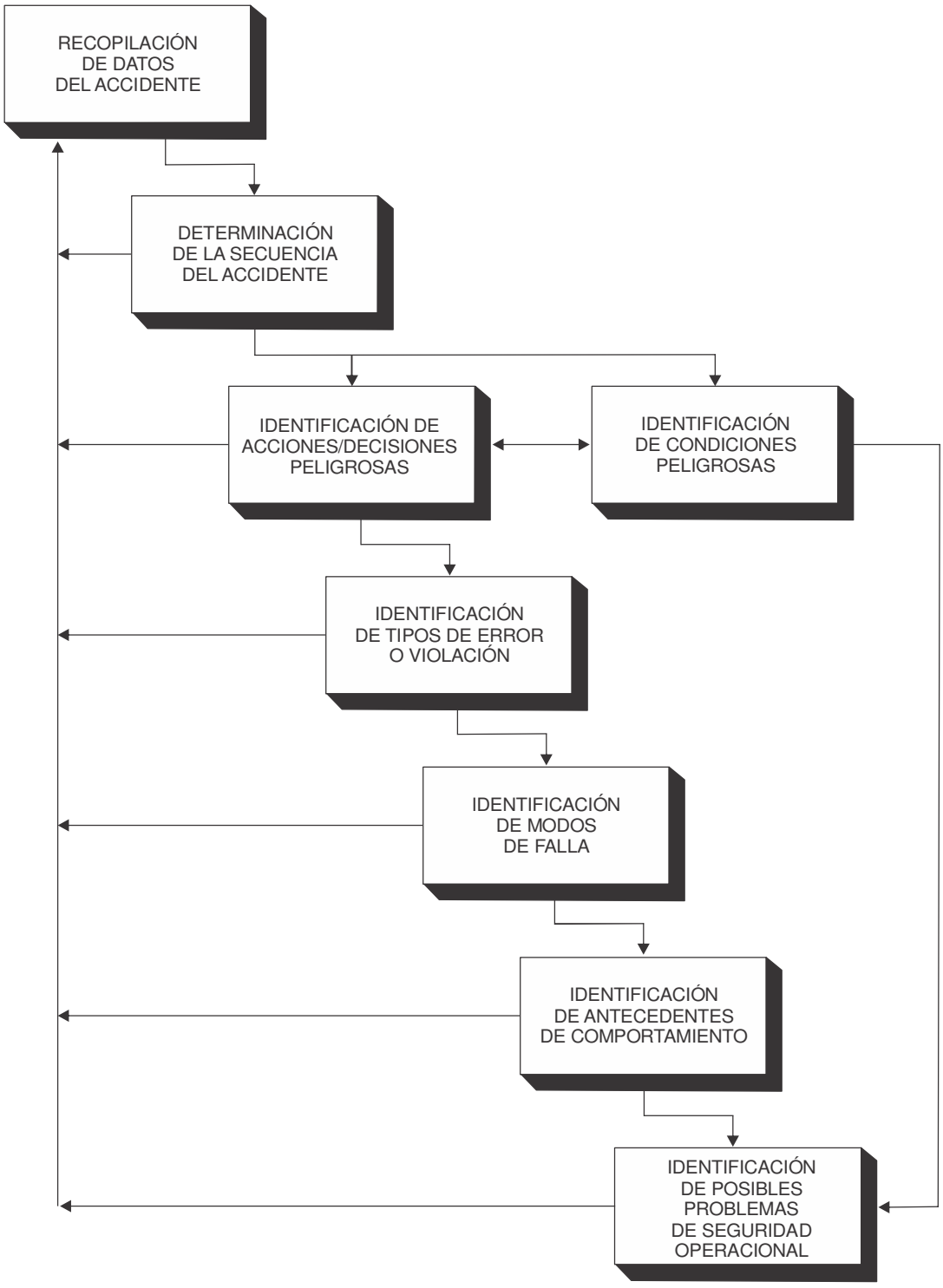


Figura III-16-9. Un proceso integrado de la investigación de accidentes

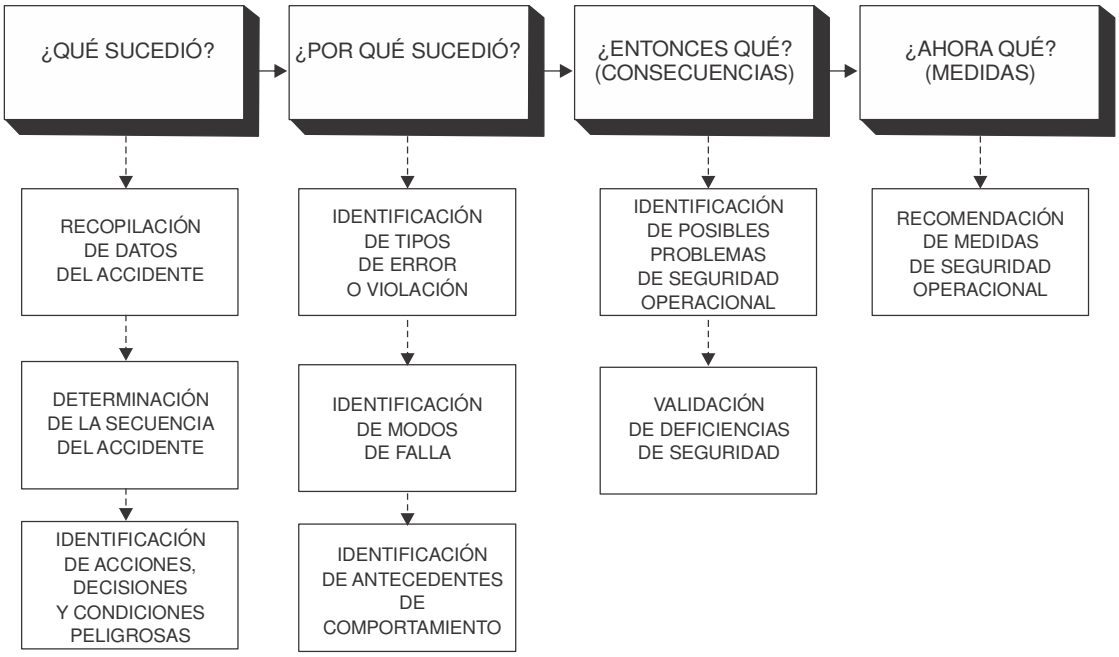


Figura III-16-10. Investigación y actividades de tareas componentes

Para realizar una recopilación efectiva y sistemática de los datos, el investigador debe reconocer desde el comienzo que los lugares de trabajo del sector de transporte, como una aeronave o los centros de control de tránsito aéreo, son partes de “sistemas de trabajo” más amplios, en los que cada sistema consiste en elementos variados e interrelacionados como se mencionó anteriormente, es decir, elemento humano, tareas, equipo y medio ambiente.

Para los sistemas complejos, donde existen numerosas interacciones entre los elementos componentes, hay un constante peligro de que se pase por alto información crítica o que dicha información se pierda durante una investigación. La aplicación del modelo SHEL como herramienta de organización para la recolección de datos en el lugar de trabajo por el investigador contribuye a evitar problemas posteriores debido a que:

a) tiene en cuenta todos los elementos importantes del sistema de trabajo;

b) promueve la consideración de las interrelaciones entre los elementos del sistema de trabajo; y

c) se concentra en los factores que influyen en la actuación humana relacionando todos los elementos periféricos con el elemento central humano.

La Figura III-16-11 es una ilustración adaptada de cómo puede aplicarse este modelo a un sistema complejo cuando existen múltiples elementos como el elemento humano, el equipo, el soporte lógico y el medio ambiente.

En esta etapa, el proceso inicialmente intenta responder a algunas preguntas sencillas con respecto a “qué, quién y cuándo” y luego avanza a cuestiones más complicadas respecto a “cómo y por qué”. Los datos resultantes se transforman, en su mayoría, en una colección de hechos y circunstancias integradas por acciones y condiciones. Algunas de éstas serán de interés como actos peligrosos y condiciones peligrosas.

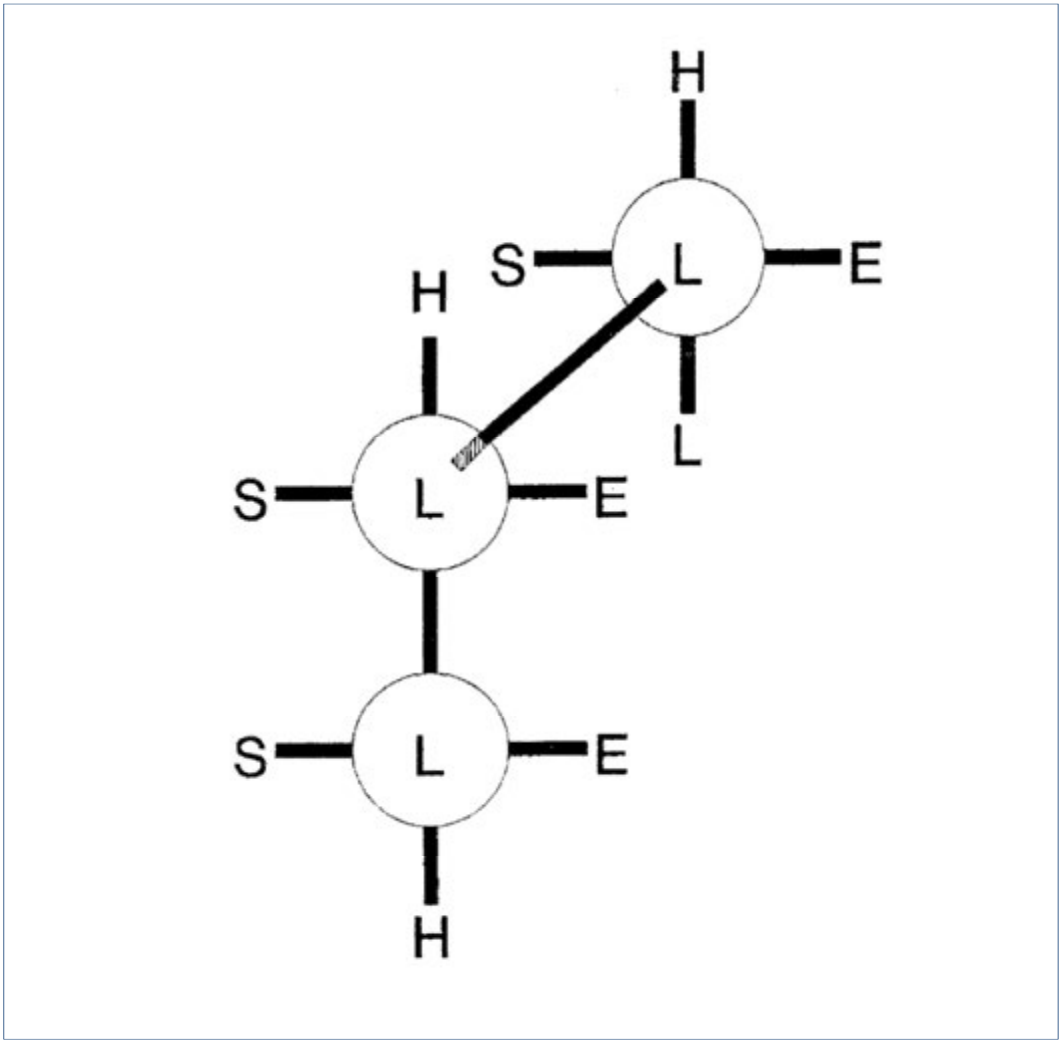


Figura III-16-11. Modelo SHEL modificado

Paso 2 — Determinación de la secuencia del accidente

A medida que el investigador avanza para encarar cuestiones de "cómo y por qué", es necesario enlazar los datos identificados en el primer paso del proceso. El modelo de causa de accidentes de Reason (1990) que utiliza un marco de producción, puede aplicarlo un investigador como guía para desarrollar una secuencia del accidente. Además, el modelo de Reason facilita una ulterior organización de los datos del sistema de trabajo recopilados aplicando el modelo SHEL, y una mejor comprensión de su influencia sobre la actuación humana. La secuencia del accidente se elabora organizando la información con respecto a hechos y circunstancias del accidente en torno de uno de cinco elementos de producción, es decir las personas que toman las decisiones, gerencia intermedia, condiciones previas, actividades de producción y defensas.

Estos elementos de producción están básicamente alineados en un contexto temporal. Este aspecto temporal es un factor importante de organización dado que los hechos y circunstancias que pueden conducir a un accidente o incidente no están necesariamente próximos en el tiempo ni en el lugar, con respecto al sitio del accidente. Estableciendo un orden secuencial de los datos, se introduce el concepto de factores activos y factores latentes presentado por Reason (1990).

Los factores activos son los sucesos o circunstancia finales que condujeron a un accidente. Su efecto es a menudo inmediato debido a que ocurren ya sea directamente en las defensas del sistema (p. ej., un sistema de alerta desconectado) o en el lugar de las actividades de producción (es decir las actividades integradas de los elementos humanos, soporte lógico y equipo del sistema de trabajo), que resultarían indirectamente en el quebrantamiento de las defensas del sistema (p. ej., aplicación del procedimiento equivocado).

Las condiciones peligrosas subyacentes o latentes pueden encontrarse tanto en el nivel personal como en el de la organización (factores LUC); pueden estar presentes en las condiciones que existen dentro de un determinado sistema de trabajo (con referencia al elemento de condiciones previas del modelo). Entre los ejemplos de condiciones peligrosas latentes figuran los reglamentos inadecuados, procedimientos inadecuados, instrucción insuficiente, elevada carga de trabajo y presión temporal indebida.

En la práctica, los pasos 1 y 2 pueden no ser mutualmente excluyentes. A medida que el investigador comienza el paso de recolección de datos, es natural que se intente incluir la información, aunque a menudo sea fragmentaria en las etapas preliminares de la investigación, en el contexto de una secuencia del accidente. Para facilitar esta actividad concurrente, pueden combinarse los modelos SHEL y de Reason según se ilustra en la Figura III-16-12.

Pasos 3–5 — Reseña

Los pasos 3 a 5 se basan en el marco de comportamiento y error analizado anteriormente. El marco proporciona "trayectorias" que conducen desde la identificación de la acción o decisión peligrosa (Paso 3) a la identificación del aspecto erróneo en la acción o decisión (Paso 4) y finalmente a su ubicación dentro de un contexto de comportamiento (es decir un modo de falla dentro de un determinado nivel de actuación) en el Paso 5. El marco del comportamiento y error ilustrado en la Figura III-16-13 resulta particularmente útil para explorar reconstrucciones hipotéticas de los hechos que llevaron al accidente.

Paso 3 — Acciones, decisiones y condiciones peligrosas

En el Paso 3 del proceso, la investigación o el análisis adopta un carácter reduccionista donde la información recopilada y organizada aplicando los marcos SHEL, Reason y LUG se utiliza para iniciar la identificación de los factores causales del accidente, es decir, acciones, decisiones y condiciones peligrosas. Pueden existir varias secciones, decisiones o condiciones que sean potencialmente peligrosas y necesiten evaluaciones iterativas de los hechos del accidente. El modelo híbrido SHEL y Reason (véase la Figura III-16-12) puede proporcionar una base útil para realizar dichas evaluaciones iterativas.

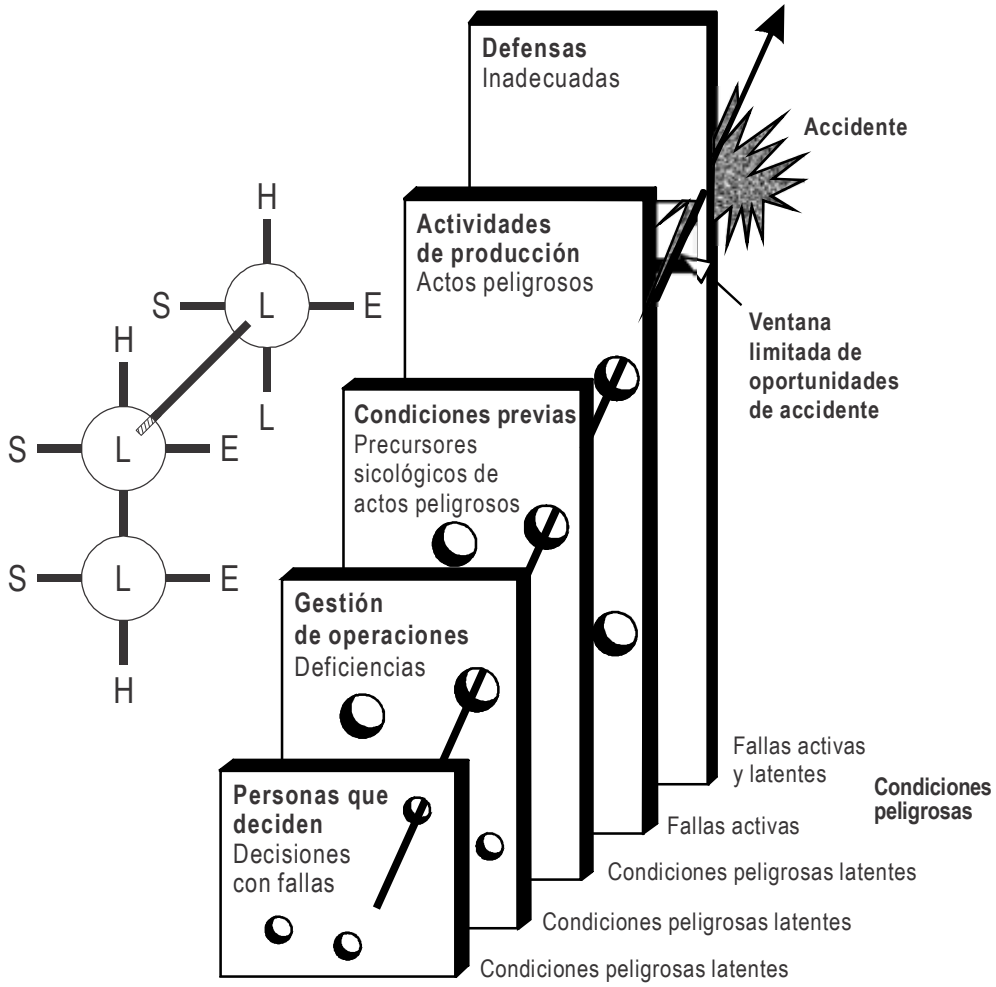


Figura III-16-12. Modelo híbrido SHEL y Reason

Los datos recogidos durante una investigación (es decir hechos y circunstancias) pueden organizarse, utilizando múltiples componentes del modelo SHEL modificado, en un marco en torno a una matriz de accidente (en este caso el escenario del accidente), basado en el modelo Reason. De esta manera, cada accidente puede describirse mediante un marco de hechos y circunstancias único, y el investigador se interesa en identificar las características que constituyen los factores causales del accidente, es decir las acciones, decisiones y condiciones peligrosas.

Cuando se identifica una acción, decisión o condición peligrosa, el centro de interés se traslada a la determinación de la génesis de esa acción en particular. Una ulterior investigación o análisis puede revelar otras acciones, decisiones o condiciones peligrosas anteriores al factor causal que se identificó inicialmente.

Como se señaló anteriormente, varias acciones y decisiones peligrosas pueden identificarse a través de los Pasos 1 y 2 del proceso. La última acción peligrosa que precipitó el accidente proporciona a menudo un punto de partida conveniente para la reconstrucción del mismo. Esta última acción o decisión difiere de las demás en el sentido en que puede considerarse como acción o decisión definitiva que condujo al accidente, es decir la última acción o decisión que hizo que fuera inevitable el accidente o incidente. Aunque normalmente trata de una falla activa, la última acción o decisión peligrosa puede ser parte de una condición peligrosa latente, como una decisión de diseño deficiente que condujo a una falla del sistema.

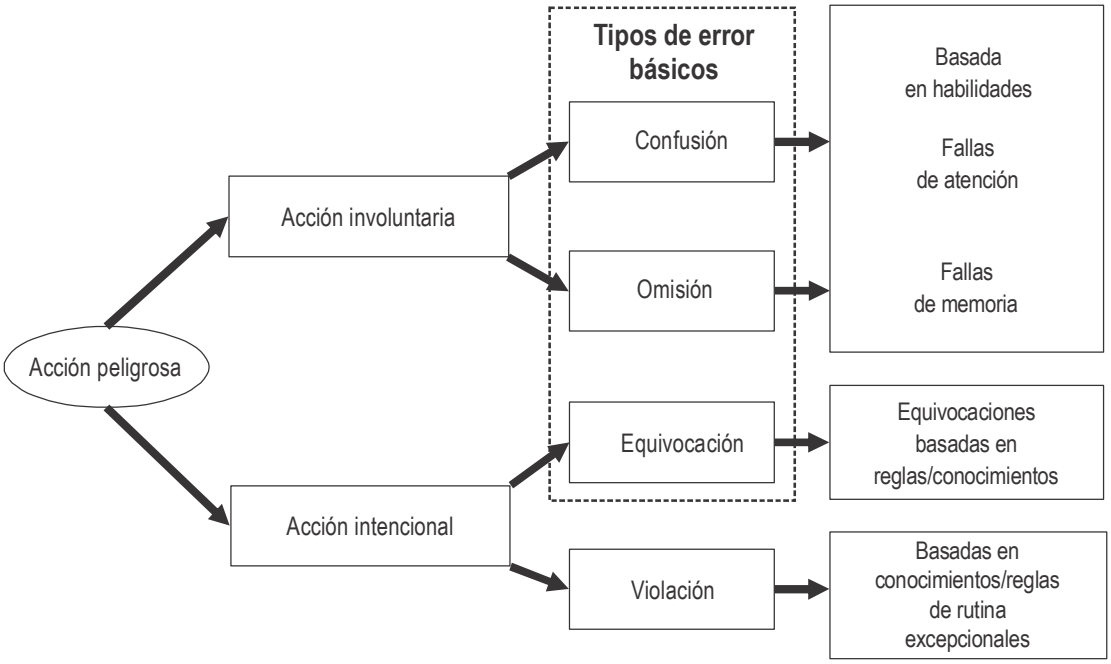


Figura III-16-13. El marco GEMS (adaptado de Reason, 1990)

Paso 4 — Identificación del tipo de error o violación

Esta parte del proceso, es decir el Paso 4, se inicia para cada acción o decisión peligrosa planteando la sencilla cuestión de "¿Qué hubo de erróneo o equivocado en la acción o decisión que en última instancia la hizo peligrosa?" La identificación del tipo de error o violación se divide en dos aspectos (véase la Figura III-16-13).

1) *Acción involuntaria o intencional.* En primer lugar, es necesario determinar si el error o violación constituyó una acción involuntaria o intencional "¿tuvo la persona la intención de realizar la acción? Si la respuesta a esta pregunta es no, entonces se trata de una acción involuntaria. No obstante, si la respuesta a esa pregunta es afirmativa, entonces se trata de una acción intencional.

2) *Tipo de error o violación.* El segundo aspecto es la selección del tipo de error o violación que mejor describa la falla, teniendo en cuenta la decisión con respecto a la intencionalidad. Existen cuatro posibles categorías de error o violación, es decir confusión, omisión, equivocación y violación.

   — Una confusión es una acción involuntaria donde la falla de ejecución involucra la atención.

   — Una omisión es una acción involuntaria donde se da una falla de memoria.

   — Una equivocación es una acción intencional, pero donde no existe una decisión deliberada de actuar en contra de una regla o plan.

   — Una violación es una falla de planificación donde se ha tomado la decisión deliberada de actuar contra una regla o plan.

Paso 5 — Identificación de modos de falla

La designación de actividades separadas implícitas en los Pasos 4 y 5 puede resultar algo arbitraria en términos de lo que ocurre realmente cuando un investigador trata de revelar las relaciones entre los errores o violaciones en el accidente y los comportamientos que condujeron a los mismos. En términos más sencillos, un comportamiento consiste en una decisión y en una acción o movimiento. En el Paso 3, la acción o decisión (es decir acción o decisión peligrosa ha sido identificada). En el Paso 4, se han revelado los aspectos erróneos con respecto a esa acción o decisión. En el Paso 5, el interés se concentra ahora en la decisión que en última instancia condujo a la acción o decisión errónea identificada en el Paso 3. Esto se logra incluyendo los errores (confusiones, omisiones y equivocaciones) y las violaciones en el contexto de la actuación (comportamiento) es decir ¿cómo se estaba actuando en el momento de la falla?

El marco GEMS facilita el enlace entre un error o violación con el nivel de actuación de un individuo en el momento de ocurrir la falla. Avanzando al próximo paso (véase la Figura III-16-14), se puede comenzar a comprender la forma en que los errores y violaciones pueden tener sus raíces en patrones de falla de comportamiento comunes (es decir modos de falla) y que no son necesariamente resultado de un comportamiento irracional.

Recordando lo expresado en 16.2.16 a 16.2.20, los tipos de error y violación se hacen corresponder con tres categorías de comportamiento. A continuación se presenta una breve descripción y una correspondencia entre los tipos de error y violaciones con cada uno de los tres niveles de actuación:

1) las confusiones y omisiones ocurren durante la actuación basada en habilidades donde las acciones tienden a basarse en rutinas almacenadas y hay poca o ninguna toma de decisiones consciente;

2) las equivocaciones se dan en la actuación basada en reglas donde las decisiones se basan en procedimientos aprendidos; y

3) las equivocaciones y violaciones ocurren durante la actuación basada en conocimientos donde las decisiones se basan en conocimientos y experiencias (no en procedimientos establecidos) que necesitan evaluaciones.

Dentro de cada nivel de actuación (categoría de comportamiento), existen diferentes formas o modos en que puede ocurrir una falla (véase la Figura III-16-14 donde figuran descripciones generales de estos modos de fallas). Los errores y violaciones identificados en el Paso 4 pueden relacionarse con los modos de falla según se demostró aplicando una trayectoria determinada de la Figura III-16-13 a la Figura III-16-14. En el Apéndice 1 del Capítulo 16 figura una lista de modos de falla específicos (o grupos de comportamiento) obtenida de varias fuentes de referencia (Norman, 1981; Norman, 1988; Weiner y Nagel, 1988; Reason, 1990) con una descripción de cada uno de los mismos.

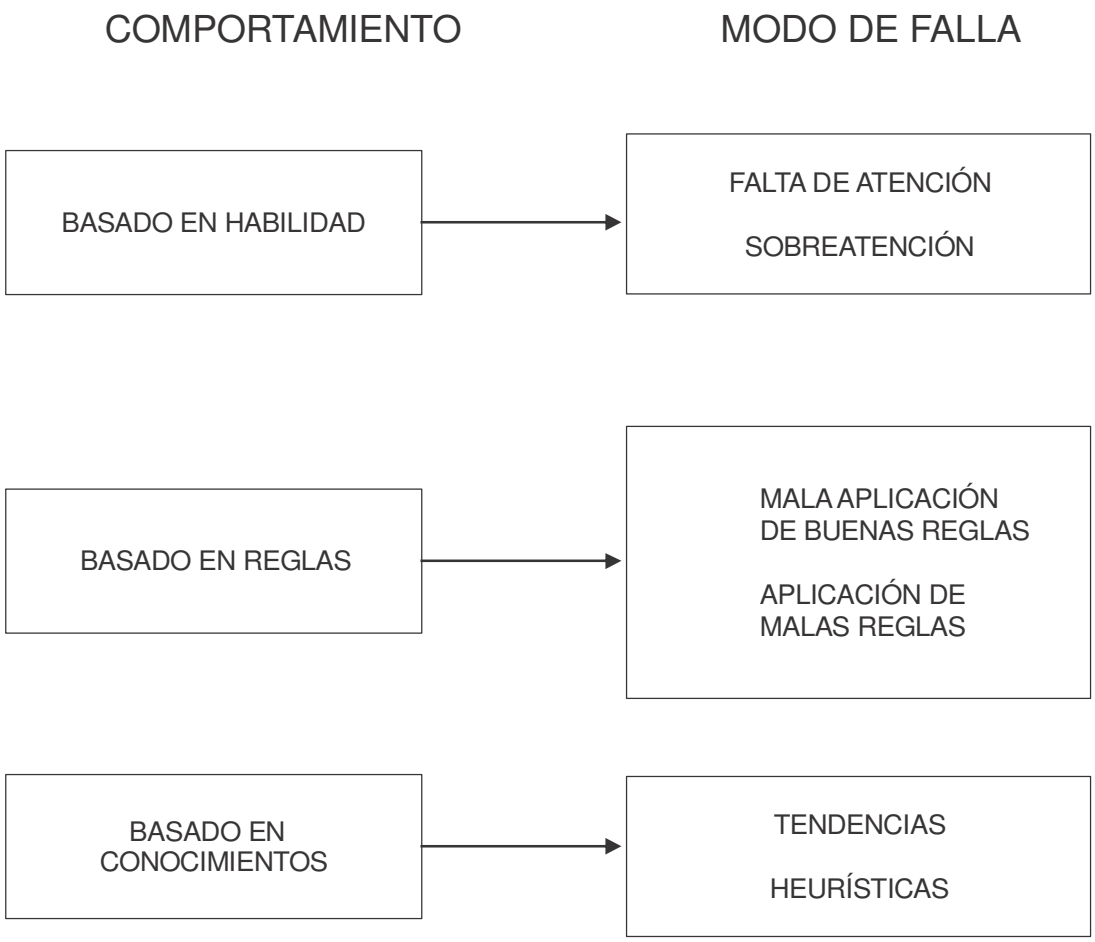


Figura III-16-14. Desglose del comportamiento en modos de falla

Paso 6 — Identificación de antecedentes de comportamiento

En el Paso 5, el centro de atención fue la identificación de los modos de falla que describían tomas de decisión erróneas o acciones peligrosas. A efectos de descubrir las causas subyacentes en la decisión de un individuo o grupo, es importante determinar si existían en el sistema de trabajo factores que pudieran haber facilitado la expresión del determinado modo de falla (y con ello el error o violación y la acción peligrosa). Estos factores se han denominado antecedentes de comportamiento.

Los tres niveles de actuación o comportamiento pueden desglosarse en patrones de falla de comportamiento comunes o modos de falla. En el Apéndice 1 del Capítulo 16 se brindan descripciones de estos modos de falla.

Estos antecedentes de comportamiento pueden encontrarse en el examen de la información sobre los sistemas de trabajo recopilada y organizada aplicando los marcos SHEL, Reason o LUC en los Pasos 1 y 2. El nuevo examen de estos datos subraya una vez más el carácter iterativo de este proceso de investigación, donde incluso puede considerarse necesario realizar nuevas investigaciones del accidente.

Paso 7 — Identificación de posibles problemas de seguridad operacional

La identificación de posibles problemas de seguridad operacional se basa ampliamente en los factores que se identificaron como antecedentes de comportamiento. Una vez más, esto subraya la importancia de la aplicación del enfoque sistemático a los Pasos 1 y 2 del proceso que establece el fundamento para los siguientes pasos de análisis. Cuando corresponda, los posibles problemas de seguridad operacional pueden analizarse más profundamente identificando las deficiencias de seguridad operacional y las recomendaciones de medidas de seguridad operacional.

— — — — — — — —

Apéndice 3 del Capítulo 16

Referencias

Cox, S.J. y Tait, N.R.S. (1991) Safety, reliability and risk management: An integrated approach, Butterworth-Heineman Ltd, Londres, Inglaterra.

Edwards, E. (1972) Man and machine: Systems for safety, Proceedings of the BALPA Technical Symposium, Londres, Inglaterra.

Hawkins, F.H. (1987) Human factors in flight, Gower Technical Press Ltd., Hants, Inglaterra.

Hudson, P.T.W. (1991) Prevention of accidents involving hazardous substances: The role of the human factor in plant operation, Revised discussion document originally prepared for the OECD Workshop, Tokio, 22-26 abril de 1991, págs. 17-56.

Kennedy, R. (1994) Can human reliability assessment (HRA) predict real accidents? A case study analysis of HRA, Proceedings of the Risk Assessment and Risk Reduction Conference, Aston University, 22 de marzo de 1994.

McCullough, E. y Hill, M. (1993) Human Factors training for the investigator — A systems approach to transportation accident investigations, Proceedings of the 26th Annual Conference of the Human Factors Association of Canada, Fredericton, New Brunswick, 8-11 agosto de 1993, págs. 115-120.

Norman, D.A. (1981) Categorization of Action Slips, Psychological Review, Vol. 88, núm. 1, enero, págs. 1-15.

Norman, D.A. (1988) The psychology of everyday things, Basic Books Inc, New York, NY, USA.

OACI. (1993) Investigación de factores humanos en accidentes e incidentes, Compendio sobre factores humanos núm.7 (Cir 240).

O'Hare, D., Wiggins, M., Batt, R. y Morrison, O. (1994) Cognitive failure analysis for aircraft accident investigation, Ergonomics, Vol. 37, núm. 11, págs. 1855-1869.

Rasmussen, J. (1987) The definition of human error and a taxonomy for technical system design, editores Rasmussen, J., Duncan, K. & Leplat, J., John Wiley & Sons, Toronto, Canadá.

Reason, J. (1990) Human error, Cambridge University Press, New York, NY, USA.

Reason, J. (1991) Too little and too late: A commentary on accident and incident reporting systems, Near miss reporting as a safety tool, editores Van der Schaaf, T., Lucas, O. y Hale, A., Butterworth-Heineman Ltd, Oxford, Inglaterra, págs. 9-26.

Weiner, E.L. y Nagel, D.C. (1988) Human factors in aviation, Academic Press Inc, San Diego, CA, USA.

Capítulo 17

SUPERVIVENCIA, EVACUACIÓN, BÚSQUEDA, SALVAMENTO Y EXTINCIÓN DE INCENDIOS

17.1 INTRODUCCIÓN

17.1.1 En general, el Grupo de Factores de supervivencia es responsable de elaborar y documentar información relativa a las siguientes áreas de interés de la investigación:

a) dinámica del impacto y de los ocupantes;

b) evacuación y supervivencia;

c) búsqueda y salvamento;

d) bienestar de los sobrevivientes después de la evacuación;

e) configuración interior de la aeronave;

f) registros de instrucción de la tripulación; y

g) lesiones debidas al accidente y aspectos de supervivencia.

También es importante que el Grupo de Factores de supervivencia trabaje en estrecha relación con otros grupos que participan en la investigación dado que muchas de las áreas de responsabilidad respectivas se superpondrán.

17.1.2 Mucho se ha avanzado a lo largo de los últimos decenios para reducir el índice de accidentes en todo el mundo. Los fabricantes de aeronaves, las líneas aéreas, las asociaciones profesionales, los organismos de reglamentación e investigadores han trabajado para conseguir un índice de accidentes nulo. La industria también ha visto mejoras en el sector de supervivencia de los ocupantes que abarcan temas como:

a) asientos de 16 g;

b) bloqueo de asientos (protección antifuego);

c) niveles de toxicidad en los materiales de la cabina;

d) instrucción de la tripulación de cabina;

e) procedimientos de extinción de incendios durante el vuelo;

f) gestión de recursos de la tripulación (CRM); y

g) iluminación a nivel del piso.

Estas mejoras en la seguridad de la cabina de las aeronaves han surgido como resultado de la dedicada labor de los investigadores de accidentes y sus contrapartes en la industria.

17.1.3 La supervivencia de los ocupantes después de un accidente o incidente es un aspecto importante para el equipo de investigación. La información recopilada como resultado de una investigación profunda de los factores de supervivencia puede utilizarse en las áreas de educación, investigación, promoción de la seguridad operacional y prevención de accidentes y lesiones y puede hacer mucho por mejorar la seguridad de vuelo en todo el mundo.

17.1.4 Esto solo puede lograrse cuando se proporcionan al grupo los conocimientos y expertos correctos, incluyendo a alguien entendido en seguridad operacional de la cabina. La información sobre supervivencia de los ocupantes ha estado ausente en muchos informes sobre accidentes o incidentes en que la supervivencia fue un aspecto importante. Por esta razón, pueden no haberse considerado mejoras de la seguridad en ese aspecto.

17.1.5 Muchos órganos de investigación han resuelto este problema creando un puesto de investigador con conocimientos específicos en el área de seguridad operacional de la cabina. Si bien esto constituye la solución ideal, quizás no siempre sea posible. En este caso, alguien del departamento apropiado de la línea aérea o asociación profesional debería ser adscrito al Grupo de Factores de supervivencia. Después de la investigación, la información recogida debe analizarse y, si corresponde, enviarse a los organismos de reglamentación, fabricantes y expertos de la industria apropiados en forma de recomendación de seguridad. Esto conducirá a mejoras del equipamiento, los procedimientos y la instrucción.

17.2 DETALLES DE LA INVESTIGACIÓN

17.2.1 La información recopilada durante la investigación depende del volumen y alcance de ésta. En algunos accidentes, los aspectos de supervivencia desempeñan una función principal y en esas investigaciones se recopilarán considerables volúmenes de información. Estos pueden desglosarse en las categorías siguientes:

a) información general sobre el vuelo;

b) configuración de la aeronave;

c) información sobre la tripulación del puesto de pilotaje;

d) información sobre la tripulación de cabina;

e) información sobre los pasajeros;

f) daños a la aeronave y descripción del lugar del accidente;

g) conclusiones de orden médico y patológico;

h) respuestas de salvamento con incendio en el lugar del accidente;

i) aspectos de supervivencia; y

j) entrevistas.

Información general sobre el vuelo

17.2.2 La siguiente información debería documentarse tan pronto como se disponga de la misma:

a) nombre del explotador;

b) ubicación, fecha y hora del accidente;

c) condiciones meteorológicas, altitud de la aeronave y maniobras;

d) lista de miembros de la tripulación del puesto de pilotaje;

e) lista de miembros de la tripulación de cabina;

f) manifiesto de pasajeros incluyendo nombres, asignación de asientos y niños de corta edad sentados en el regazo; y

g) transcripciones o resumen de los registros CVR y ATC, DFDR y seguimiento radar durante el accidente.

Configuración de la aeronave

17.2.3 Antes de iniciar la investigación sobre el terreno puede resultar útil:

a) establecer el tipo y matrícula de la aeronave;

b) obtener bocetos técnicos del puesto de pilotaje;

c) obtener bocetos técnicos de la cabina que muestren la disposición de la cabina y de los asientos, separación entre asientos, cocinas, lavabos, ubicación de mamparos y salidas de emergencia;

d) obtener copias de los libros de vuelo de la aeronave incluyendo el diario de a bordo (cabina);

e) obtener los SOP de la compañía, listas de verificación y procedimientos de instrucción para este tipo de emergencia; y

f) considerar la fase de vuelo de la aeronave y la configuración prevista o real así como las maniobras de vuelo.

Información sobre la tripulación de puesto de pilotaje

17.2.4 a) Nombres y títulos.

b) Antecedentes de instrucción para emergencias.

Información sobre la tripulación de cabina

17.2.5 a) Nombres y títulos.

b) Antecedentes de instrucción para emergencias.

Información sobre los pasajeros

17.2.6 Indicar el número de pasajeros a bordo en las categorías siguientes:

a) masculino;

b) femenino;

c) niños (de 25 meses a 16 años);

d) niños de corta edad (hasta 24 meses); y

e) personas con discapacidades físicas o mentales.

Daños a la aeronave y descripción del lugar del accidente

17.2.7 Es fundamental contar con documentación exhaustiva sobre la aeronave y las áreas adyacentes para establecer cómo y por qué ocurrieron las lesiones y muertes. Gran parte de la información obtenida durante esta fase sobre el terreno de la investigación se aplicará para formular recomendaciones de futuras mejoras en el diseño y funcionamiento del equipo de seguridad y de las partes interiores de la aeronave. Si se expide una recomendación de seguridad en el área de supervivencia, gran parte de esta información debería enviarse a los fabricantes de la aeronave y del equipo para ulteriores estudios e introducción de cambios cuando corresponda.

17.2.8 En el caso de daños como resultado de interferencia ilícita, y de descompresión o explosión como resultado de detonación de bomba o descarga de armas, puede realizarse una investigación judicial además de la investigación de seguridad operacional.

17.2.9 Debería realizarse un examen general del sitio antes de concentrarse en cualquier área específica del lugar del accidente.

a) *Puesto de pilotaje.* Se debe recopilar una descripción de la disposición del puesto de pilotaje utilizando bocetos técnicos del explotador y del fabricante, fotografías y croquis con atención específica a los aspectos siguientes:

1) estado del tablero de instrumentos, pedestal y tablero superior (techo) incluyendo pruebas de impacto, daños térmicos y dirección y extensión de cualquier deformación;

2) estado del volante de mando (“cuernos”) y pedales de timones, incluyendo cualquier fractura, evidencia de impacto y dirección y extensión de cualquier deformación;

3) estado de los parabrisas, ventanas y escotillas de escape incluyendo evidencia de impacto, daños térmicos y dirección y extensión de cualquier deformación. Debería incluirse el estado del mecanismo de cierre de la escotilla de escape y las cuerdas de escape así como los toboganes de evacuación;

4) estado de los sistemas y equipo de supervivencia de la tripulación, es decir máscaras antihumo, gafas de protección, máscaras de oxígeno;

5) estado de los asientos de los tripulantes incluyendo evidencias de impacto, daño térmico, dirección y extensión de cualquier deformación, integridad de los amarres y rieles y la dirección en la cual los componentes del asiento y de los amarres fallaron;

6) registrar el nombre del fabricante de los asientos, fechas de fabricación, números de modelo, orden de norma térmica aplicable y carga nominal;

7) estado de los cinturones de seguridad de los asientos de la tripulación, arneses de hombros, mecanismos de suelta y enrolladores inerciales;

8) registrar el nombre de los fabricantes de los dispositivos de sujeción, fecha de fabricación, número de modelo, orden de norma técnica aplicable y cargas nominales;

9) registrar la posición de los asientos de los tripulantes desde los pasadores de ajuste, rieles de asientos, etc.;

10) obtener fotos de la visibilidad desde el puesto de pilotaje, según se requiera;

11) estado de la puerta del puesto de pilotaje incluyendo pruebas de daños térmicos, atascamiento, sentido de apertura, estado de cierres y cerraduras, estado de los paneles de escape y grados de deformación;

12) estado del equipo de seguridad en el puesto de pilotaje, es decir botiquín de primeros auxilios, uso y montaje de los extintores de incendio, uso y montaje del hacha de escape;

13) posición y estado del equipaje personal, bolsos de vuelo y documentos; y

14) realizar los ensayos necesarios en el equipo que ha fallado, para asegurar que se satisfacían los criterios de diseño durante la secuencia del accidente.

b) *Cabina de pasajeros.* Recopilar una descripción de las cabinas de la aeronave utilizando bocetos técnicos del explotador y del fabricante, fotos y croquis con atención específica a los aspectos siguientes:

1) en el caso de descompresión explosiva o descenso de emergencia, ¿cuáles fueron las áreas de falla y los resultados de dichas fallas? Determinar si se utilizó oxígeno de emergencia y, en caso afirmativo, si hubo dificultades;

2) estado general de las cabinas incluyendo deformación, daños térmicos, paneles de techo fallados, compartimientos superiores fallados, asientos fallados, mamparos fallados, piso fallado, etc. Es importante recordar que la ubicación de los accesorios y el equipo de cabina puede ser resultado de las actividades de salvamento durante el incendio ocurrido en el accidente y no de las fuerzas de impacto; y

3) algunas aeronaves tienen equipos de vigilancia y registro video en la cabina por razones de seguridad. Cuando dicho equipo esté instalado, los registros video serían esenciales para la investigación.

c) *Salidas.* Se debe documentar lo siguiente:

1) ubicación y estado de todas las salidas. ¿Estaban abiertas o cerradas?

2) ubicación de todas las ventanas/escotillas de salida;

3) despliegue de cuerdas, cintas y enrolladores inerciales;

4) daños a las salidas y fuselaje vecino;

5) posición de la palanca de armado/desarmado;

6) posición de la barra de retención;

7) posición de la manija de apertura de salida;

8) condición del dispositivo eléctrico de asistencia (registrar la presión si corresponde);

9) espacio y asistencia disponible en la salida; y

10) altura del umbral de la salida sobre el terreno, si corresponde.

d) *Dispositivos de evacuación.* Se debe documentar lo siguiente:

1) posición del dispositivo, es decir desplegado, almacenado, inflado, desinflado, removido de la aeronave;

2) nombre del fabricante, fecha de fabricación, número de modelo, número de serie, orden de norma técnica aplicable y fecha de la última revisión; y

3) todo daño al tobogán o al tobogán balsa.

e) *Equipo de emergencia.* Con el Manual de auxiliares de vuelo como guía, documentar la ubicación y estado del equipo de emergencia en la cabina. Debería registrarse para cada pieza de equipo de emergencia el nombre del fabricante, número de modelo, número de serie, orden de norma técnica aplicable, fecha de la última revisión o fecha de expiración, según corresponda. Debería realizarse un ensayo funcional de cada pieza de equipo de emergencia, de ser posible. Documentar los siguientes elementos:

1) linternas;

2) megáfonos;

3) extintores de incendio;

4) equipo de respiración personal (PBE);

5) hacha de escape;

6) palanca de pata de cabra;

7) guantes y trajes de protección contra incendios;

8) barreras antihumo;

9) detectores de humo;

10) extintores automáticos en recipientes para desechos en los lavabos;

11) botiquines de primeros auxilios;

12) botiquines médicos;

13) desfibrilador;

14) transmisor de localización de emergencia (ELT);

15) botellas de oxígeno; y

16) luces de emergencia (interiores y exteriores, puesto de pilotaje y cabina).

f) También debería documentarse el estado de los soportes o sistemas de retención de todos los elementos mencionados.

g) Si el accidente involucró un contacto con el agua, debería añadirse a la información anterior el estado y la ubicación de los elementos siguientes:

1) balsas salvavidas o toboganes balsas;

2) dispositivos de flotación individuales (chalecos o cojines);

3) equipos de supervivencia; y

4) estado del agua en el momento del impacto, es decir altura de las olas (mar de viento y mar de fondo) y temperatura del agua.

h) *Asientos de los tripulantes de cabina y de los pasajeros.* Se debe documentar lo siguiente:

1) estado de los asientos de los tripulantes y los pasajeros, incluyendo evidencias de impacto, daño térmico, dirección y extensión de la deformación, integridad de los amarres y rieles y dirección en la que fallaron el asiento y los componentes de amarre;

2) registrar el nombre del fabricante del asiento, fecha de fabricación, número de modelo, número de serie, orden de norma técnica aplicable y carga nominal;

3) situación del sistema de retención en asientos de tripulantes y pasajeros, es decir cinturones de seguridad, arneses de hombro, mecanismos de suelta y enrolladores inerciales; y

4) registrar el nombre del fabricante de los dispositivos de retención, fecha de fabricación, número de modelo, número de serie, orden de norma técnica aplicable y cargas nominales.

i) *Compartimientos de almacenamiento.* Se debe documentar lo siguiente:

1) estado de los compartimientos superiores, incluyendo letreros con restricciones de peso;

2) estado del mecanismo de cierre (traba);

3) peso y tamaño de los contenidos, si se dispone de datos;

4) estado de todos los armarios y compartimientos, incluyendo letreros con restricciones de peso;

5) estado de los dispositivos de sujeción; y

6) peso y tamaño de los contenidos, si se dispone de datos.

j) *Equipaje de cabina.* Se debe documentar lo siguiente:

1) estado y ubicación de todo el equipaje de a bordo encontrado en la cabina, es decir compartimientos superiores, almacenado bajo los asientos, armarios, apilado cerca de las salidas;

2) estado y ubicación de todo equipaje cargado en el asiento encontrado en la cabina;

3) estado de todo dispositivo de sujeción utilizado;

4) nombre del fabricante del dispositivo de sujeción, fecha de fabricación, número de modelo, número de serie, orden de norma técnica aplicable y cargas nominales; y

5) estado y ubicación de todo efecto personal adicional encontrado en la cabina, incluyendo el equipaje de los tripulantes de cabina.

k) *Carga.*

1) ¿Estaba la cabina configurada para la combinación de pasajeros/carga? En caso afirmativo, determinar si esto afectó el incidente o accidente; y

2) ¿Estuvieron involucrados en el incidente/accidente la carga o el equipaje almacenado? En caso afirmativo, ¿fueron activados los sensores de los compartimientos o los sistemas de supresión de incendio?

l) *Sistemas de comunicación.* Debería registrarse para cada sistema de comunicación el nombre del fabricante, número de modelo, número de serie, orden de norma técnica aplicable, fecha de la última revisión o fecha de expiración, según corresponda. Debería realizarse un ensayo funcional en cada sistema de comunicación, de ser posible. Se deben describir los aspectos siguientes:

1) estado del sistema de anuncios a los pasajeros;

2) estado del sistema de interfono; y

3) estado de la alarma de evacuación de emergencia, incluyendo la posición de los conmutadores.

m) *Información de seguridad operacional.* Se debe documentar lo siguiente:

1) contenido y método de presentación de la información sobre seguridad operacional previa al vuelo, es decir, de tripulación de cabina a tripulación de cabina, tripulación de puesto de pilotaje a tripulación de cabina, tripulación de cabina a pasajeros;

2) contenido y método de presentación de la información sobre ubicación de salidas;

3) contenido de las tarjetas de información sobre seguridad, es decir, ubicación en la aeronave, correspondencia con la aeronave, facilidad de acceso, facilidad de comprensión, una para cada asiento de pasajeros; y

4) contenido del video sobre seguridad para pasajeros.

n) *Cocina.* Se debe documentar lo siguiente:

1) estado y ubicación de todos los carritos de cocina, unidades de almacenamiento, cavidades del almacenamiento y dispositivos de traba;

2) estado y ubicación de todas las cortinas de cocina, varillas de cortina y mecanismos de almacenamiento;

3) estado y ubicación de cualquier artículo de servicio suelto encontrado en la cabina;

4) registrar el nombre del fabricante de la cocina y el número de modelo según corresponda, para cada pieza de equipo de cocina;

5) obtener una copia de los diagramas de almacenamiento de las cocinas de la línea aérea para determinar restricciones de peso; y

6) historial de mantenimiento, registro de deficiencias o fallas.

17.2.10 La información recogida durante la fase sobre el terreno de la investigación debería ponerse a disposición de los miembros del Grupo de Factores de supervivencia que realiza las entrevistas a tripulantes de cabina y pasajeros a efectos de obtener cualquier información adicional o aclaración que hubiere.

17.3 CONCLUSIONES DE ORDEN MÉDICO Y PATOLÓGICO

El Grupo de factores de supervivencia debería trabajar en estrecha relación con el grupo encargado de los aspectos médicos y patológicos de la investigación para determinar las causas de lesiones o muerte de tripulantes y pasajeros. Los patrones de lesiones de la tripulación del puesto de pilotaje y de cabina pueden indicar fallas de equipo y servir de enfoque a investigaciones adicionales. En el Capítulo 18 figuran detalles sobre la investigación patológica.

17.4 ORGANISMOS DE RESPUESTA A EMERGENCIAS

17.4.1 Esta sección de la investigación normalmente sería responsabilidad del Grupo de Factores de supervivencia. Deberían consultarse otros grupos según sea necesario dado que muchos de los aspectos relativos a la supervivencia de los ocupantes se relacionan con temas de otros grupos, como el Grupo de Estructuras.

Respuesta de búsqueda y salvamento

17.4.2 Se deben documentar las actividades de búsqueda y salvamento, en particular si el accidente ocurrió en una zona muy distante.

a) Documentar todo problema encontrado durante el salvamento.

b) Documentar el método y la hora en que se notificó al personal de salvamento, y quién lo hizo.

c) Documentar el número del personal involucrado y realizar las entrevistas que se requieran.

d) Documentar el tipo y número de unidades de salvamento involucradas.

e) Documentar los tiempos de respuesta pertinentes.

f) Documentar de dónde fueron rescatados los ocupantes y a dónde fueron conducidos.

g) Documentar cuantos ocupantes fueron rescatados con vida y cuántas víctimas fueron extraídas.

h) Documentar el tiempo necesario para completar las operaciones de salvamento.

i) Obtener informes de todas las organizaciones que participaron en el salvamento.

j) Determinar la fecha del último simulacro de accidente realizado en un aeropuerto que involucró al personal de salvamento y obtener una copia del informe.

Nota.—Una ventaja secundaria de esta documentación es que puede utilizarse para cumplir ciertos requisitos de instrucción de los respondedores de emergencia.

Respuesta policial

17.4.3 a) Documentar la participación del departamento de policía local.

b) Obtener todas las fotografías tomadas en el lugar del accidente.

c) Documentar el número de unidades de respuesta, tiempo de respuesta y número del personal involucrado.

d) Describir el perímetro de seguridad y cualquier problema conexo.

e) Documentar cualquier problema de control de tránsito.

f) Determinar la fecha del último simulacro realizado en el aeropuerto que involucró al personal de lucha contra incendios y obtener una copia del informe.

g) Entrevistar a los funcionarios que intervinieron según se requiera.

h) Obtener todo informe policial sobre accidentes/incidentes.

Respuesta médica

17.4.4 a) Documentar el método y hora en que fueron notificados los hospitales locales, y quién lo hizo.

b) Determinar si el personal médico acudió al lugar y, en caso afirmativo, a qué hora.

c) Determinar si se estableció una unidad de selección/clasificación en el lugar.

d) Documentar los servicios proporcionados por los hospitales locales.

e) Documentar todo problema experimentado por el personal médico que acudió.

f) Entrevistar al personal médico, según se requiera.

g) Obtener copias de los planes para desastres el hospital.

h) Determinar la fecha del último simulacro de desastre realizado en un aeropuerto que involucró a los hospitales y obtener una copia del informe.

i) Obtener todo informe de accidente de los hospitales.

j) Esbozar la distribución y disposición de los heridos.

k) Determinar si se ofreció a la tripulación y los pasajeros alguna sesión de información sobre estrés por incidente crítico.

Respuesta de la comunidad y del aeropuerto frente al desastre

17.4.5 a) Describir los planes de respuesta de la comunidad o del aeropuerto, o ausencia de los mismos, que les permitieron responder al accidente.

b) Determinar la fecha de los últimos simulacros de desastre.

c) Obtener una copia de los informes.

d) Documentar cualquier problema encontrado durante la respuesta al accidente.

e) Obtener copias de todos los planes de desastre pertinentes, informes de respuesta y críticas de cualquier oficina local de planificación para desastres.

f) Entrevistar al personal que intervino, según se requiera.

g) Describir el puesto de mando, equipo y comunicaciones y documentar todo problema encontrado.

Respuesta frente a incendios

17.4.6 a) Documentar las actividades intermitentes de lucha contra incendio del aeropuerto desde el momento de la notificación a la salida del equipo del lugar del accidente.

b) Documentar todo problema encontrado durante las actividades de extinción de incendio.

c) Documentar el método y la hora en que fueron notificados los departamentos de bomberos, y quién lo hizo.

d) Documentar el nombre del comandante en el lugar.

e) Describir el puesto de mando en el terreno, si corresponde.

f) Describir el método de comunicación utilizado por los bomberos.

g) Documentar toda dificultad encontrada para llegar al lugar.

h) Describir las condiciones cuando los bomberos llegaron al lugar.

i) Obtener o hacer un croquis de un mapa del lugar incluyendo rutas de acceso, pistas, ubicación de vehículos, dirección del viento, etc.

j) Describir el origen y la propagación de fuego.

k) Documentar la cantidad y tipo del combustible a bordo.

l) Documentar el número de personal involucrado y realizar las entrevistas que se requieran.

m) Determinar el número, tamaño, tipo y velocidad de descarga de las líneas manuales (mangueras) desplegadas.

n) Documentar toda dificultad encontrada por los bomberos al intentar ingresar a la aeronave.

o) Determinar si los bomberos están familiarizados con la aeronave.

p) Determinar si los bomberos están familiarizados con las tareas de evacuación de la tripulación de cabina o en el puesto de piloto.

q) Documentar la hora desde que el primer camión llegó al lugar hasta el momento en que terminó la extinción del incendio.

r) Determinar la fecha del último simulacro en aeropuerto que involucró al personal de lucha contra incendios y obtener una copia del informe.

s) Obtener informes de todas las organizaciones de lucha contra incendios que participaron.

t) Documentar el número y tipo de vehículos de respuesta incluyendo una descripción del personal a bordo de los mismos, tiempo de viaje y distancia al sitio, capacidad de los agentes, régimen de descarga y cantidades utilizadas.

u) Documentar toda deficiencia del equipo y falta de recursos.

Bienestar de los sobrevivientes después de la evacuación

17.4.7 a) Documentar cualquier problema encontrado después de la evacuación.

b) Determinar los métodos aplicados para trasladar a los pasajeros y la tripulación a una estructura segura.

c) Determinar quién es responsable de esta tarea.

d) Documentar los servicios de primeros auxilios existentes en el área de recepción de pasajeros.

e) Determinar quién es responsable de la seguridad de los pasajeros después del accidente.

f) Determinar qué organismo es responsable de la operación general.

g) Determinar si existe un plan de asistencia a las familias en la línea aérea o aeropuerto.

h) Determinar qué instrucción se proporciona a los agentes de servicios de escala en una situación de código compartido.

i) Determinar si el personal que no es de emergencia estaba entrenado para responder ante un accidente.

j) Determinar si hay personal religioso disponible para los sobrevivientes y sus familias.

k) Determinar si existe una ubicación apartada de los medios de difusión para que se reúnan familiares y sobrevivientes.

l) Determinar si existen controles para los medios de difusión.

m) Determinar la forma en que se tramita la devolución de las pertenencias de los pasajeros.

n) Determinar quién es responsable de establecer una instalación de tipo “morgue”.

o) Determinar quién es responsable de notificar a los familiares más cercanos y si esto se hizo adecuadamente.

p) Determinar quién es responsable de imponer restricciones al espacio aéreo sobre el lugar del accidente.

17.5 ENTREVISTAS

17.5.1 Deberían realizarse entrevistas para determinar las causas del incidente o accidente. La finalidad será la prevención de accidentes e incidentes pero no la asignación de culpas o responsabilidades. No obstante, la legislación local puede no brindar protección frente al uso inadecuado de las declaraciones de testigos. Los investigadores deberían estar familiarizados con las obligaciones impuestas por la ley local.

Miembros de las tripulaciones

Tripulación de vuelo

17.5.2 Las entrevistas a los miembros de la tripulación de vuelo serán principalmente responsabilidad del Grupo de Operaciones y del Grupo de Factores humanos. El Grupo de Factores de supervivencia debería estar dispuesto a participar en las entrevistas o proporcionar preguntas para los otros grupos. Deberían abarcarse las áreas siguientes:

a) Antes de iniciar la entrevista, determinar si la tripulación ha sido vista por un médico.

b) Documentar todo mal funcionamiento del equipo o advertencias antes de la emergencia o durante la misma.

c) Documentar la instrucción de la tripulación de vuelo en materia de respuestas a emergencias y procedimientos de evacuación.

d) Documentar la hora y el método de notificación de la emergencia a la tripulación de cabina.

e) Documentar toda ulterior interacción con la tripulación de cabina.

f) Documentar todo problema de comunicación encontrado como resultado de que la puerta del puesto de pilotaje estuviera trabada.

g) Documentar las tareas y responsabilidades de la tripulación de vuelo durante la evacuación.

h) Documentar si la tripulación de vuelo pudo completar sus tareas con respecto a la evacuación.

i) Documentar las actividades de la tripulación de vuelo para asistir a los pasajeros durante la evacuación.

j) Documentar cómo y cuándo la tripulación de vuelo evacuó la aeronave.

k) Documentar toda observación que la tripulación de vuelo pueda tener con respecto a la respuesta ante el accidente o incendio o el comportamiento de los pasajeros.

l) Documentar los recuerdos del piloto sobre cualquier instrucción CRM realizada por el transportista que involucrara a la tripulación de vuelo y de cabina.

m) Resolver toda cuestión obtenida a través de transcripciones de CVR, DFDR y ATC así como registros de radar.

Tripulación de cabina

17.5.3 Antes de iniciar la entrevista, se debe determinar si los miembros de la tripulación han sido vistos por un médico. Las entrevistas con la tripulación de cabina serán principalmente responsabilidad del Grupo de Factores de supervivencia. Otros grupos pueden participar o proporcionar al Grupo de Factores de supervivencia preguntas pertinentes. Cada miembro de la tripulación debería tener la oportunidad de describir, sin interrupciones, lo que le sucedió. Deberían hacerse preguntas de seguimiento, según se requiera, para aclarar aspectos de las áreas siguientes:

a) Información personal.

1) Nombre, dirección comercial, número telefónico y dirección de correo electrónico.

2) Sexo, edad, altura y peso.

3) Experiencia ocupacional en el tipo de aeronave accidentada en horas o años.

4) Documentación de la instrucción de la tripulación de cabina para respuestas de emergencia y evacuaciones.

5) Categoría de trabajo – miembro de la tripulación de cabina, comisario de a bordo, sobrecargo, etc.

6) Otros tipos de aeronave para los cuales el tripulante está calificado.

7) Experiencia como tripulante de cabina en años con el transportista actual y anterior.

8) Horarios de vuelo y de tareas durante 72 horas antes del accidente.

9) Alimentos y bebidas consumidos durante las 24 horas anteriores al accidente.

10) Ciclo de sueño/vigilia durante siete días antes del accidente.

11) Historial médico y estado de salud actual.

12) Medicamentos tomados en el momento del accidente.

13) Medicamentos tomados en el momento de la entrevista.

14) Tiempo de traslado al aeropuerto.

15) Documentar toda lesión sufrida, cuándo y cómo ocurrieron.

b) Actividades anteriores al vuelo y durante el vuelo.

1) Describir la sesión de información previa al vuelo. Aspectos abarcados, participantes, informante.

2) Describir la sesión de información previa al vuelo con los pilotos.

3) Describir las verificaciones de seguridad operacional previas al vuelo.

4) Describir todos los sistemas de cabina que no estaban en servicio al comienzo del vuelo o durante el mismo.

5) Describir toda interacción con el personal de mantenimiento, servicios de escala, servicios a la clientela o pilotos que puedan resultar pertinentes a la investigación.

6) Describir la ubicación en la cabina de los pasajeros con necesidades especiales o niños que viajaban solos.

7) Describir el procedimiento para la información a los pasajeros de atención especial.

8) Describir la información sobre salidas de emergencia brindada a los pasajeros.

9) Determinar si esas informaciones se brindaron antes de la maniobra de empuje y retroceso de la aeronave.

10) Describir la información sobre seguridad a los pasajeros.

11) Determinar si los pasajeros estuvieron atentos a la misma.

12) Describir el volumen y el almacenamiento del equipaje de cabina.

13) Describir las actividades previas a la salida en la cabina y los problemas que puedan haberse encontrado.

14) Describir los procedimientos de armado de las salidas.

15) ¿Qué asiento plegable para tripulante utilizó usted durante el despegue o aterrizaje?

16) Describa cómo estaba sentado (a) para el despegue y aterrizaje.

17) Describa el sistema de retención y cómo se utilizaba.

18) Describa todo procedimiento previo al despegue o aterrizaje para prepararse ante una emergencia.

19) Describa la cantidad de alcohol servido antes y durante el vuelo.

c) Información sobre el accidente.

1) Describa cómo y cuándo se le comunicó el problema y quién lo hizo.

2) Describa la información que recibió.

3) Describa todo problema encontrado con la puerta del puesto de pilotaje trabada.

4) Describa su ubicación en la cabina cuando recibió la información.

5) Describa cómo y cuándo fueron informados los pasajeros y por quién.

6) Describa las reacciones de los pasajeros.

7) Describa la preparación de la cabina para el accidente.

8) Describa si pudo brindar información adicional a los pasajeros con necesidades especiales y niños que viajaban solos.

9) Describa el accidente.

10) Describa el impacto.

11) Describa las órdenes de evacuación.

12) Describa las posiciones de resguardo para pasajeros y tripulantes de cabina.

13) Describa su posición de resguardo.

14) Describa la seguridad de los accesorios y equipo de cabina en su área.

15) Describa toda dificultad que pueda haber encontrado con su asiento o dispositivo de retención.

16) Describa todo equipo de seguridad utilizado durante la preparación de la cabina, el modo y el motivo de su utilización y si resultó eficaz.

17) Describa su visión de la cabina y, si estaba obstruida, explique por qué y cómo.

d) Evacuación.

1) ¿Cómo decidió iniciar la evacuación?

i) órdenes del comandante;

ii) decisión personal;

iii) alarma de evacuación;

iv) anuncio por el sistema de aviso a los pasajeros; o

v) órdenes del bombero.

2) Describa la evacuación.

3) Describa qué salida abrió y si se trataba de su salida asignada

4) Si no abrió una salida, explique el motivo.

5) ¿Tenía usted visión directa de su salida primaria/secundaria desde su asiento plegable?

6) ¿Evaluó las condiciones exteriores antes de abrir su salida?

7) ¿Encontró algún problema al evaluar las condiciones exteriores, abrir la salida o desplegar o inflar el tobogán de evacuación?

8) ¿Observó usted luces de emergencia interiores o exteriores?

9) Describa la iluminación interior o exterior.

10) Describa el comportamiento o reacciones de los pasajeros durante la evacuación.

11) ¿Intentaron los pasajeros llevarse consigo equipaje de mano?

12) Describa cualquier asistencia de los pasajeros durante la evacuación.

13) Describa cualquier problema con los pasajeros durante la evacuación incluyendo pasajeros con necesidades especiales y niños que viajaban solos.

14) Aproximadamente ¿cuánto tiempo tomó la evacuación?

15) ¿En que se basa esta estimación?

Nota.— Las estimaciones del tiempo son poco fiables a menos que puedan verificarse con datos empíricos.

16) ¿Supo usted de otros tripulantes de cabina que evacuaran la aeronave y vio usted qué salidas utilizaron?

17) Describa cualquier equipo de emergencia que pueda haber utilizado, cómo lo utilizó y si resultó útil.

18) Describa las actividades de la tripulación de vuelo fuera de la aeronave.

19) Describa las actividades de los bomberos.

20) Describa si y cómo fue usted transportado (a) a un hospital o instalación médica.

21) ¿Cuánto tiempo tomaron las actividades de salvamento?

22) Describa su uniforme y si era adecuado para la evacuación.

17.5.4 *Turbulencia, humo/fuego/vapores o contacto con agua.* Si ocurrieron algunas de estas condiciones, la información siguiente debería añadirse a la información mencionada anteriormente.

a) Turbulencia.

1) Describa sus procedimientos de comunicación establecidos en preparación de turbulencia prevista.

2) Describa los procedimientos de comunicación empleados en este suceso.

3) ¿Recibió usted una advertencia antes de experimentar la turbulencia?

4) ¿Cómo y cuándo se dio el aviso, y quién lo hizo?

5) ¿Estuvo iluminada la señal de cinturón de seguridad? En caso afirmativo, ¿durante cuánto tiempo?

6) ¿Se comunicó a los pasajeros que debían permanecer sentados?

7) ¿Obedecieron los pasajeros las señales?

8) ¿Estaba usted sentado con el cinturón de seguridad ajustado? En caso negativo diga por qué.

9) ¿Dónde se encontraba usted cuando ocurrió la turbulencia?

10) ¿Se encontró algún problema con el equipo de almacenamiento antes, durante o después de ocurrir la turbulencia?

11) Describa las lesiones que usted recibió.

12) ¿Pudo usted asistir a otros después del suceso?

13) Describa las lesiones sufridas por otros miembros de la tripulación o pasajeros.

14) Describa todas las comunicaciones con el puesto de pilotaje después del suceso.

b) Humo/fuego/gases durante el vuelo.

1) Describa cuándo, dónde y cómo tuvo usted conocimiento de la presencia de humo, fuego o gases en la cabina.

2) Describa cuándo, dónde y cómo tuvo usted conocimiento de gases en la cabina.

3) Describa lo que vio, olió o escuchó (color, densidad, olor).

4) ¿Aumentaron, disminuyeron o cambiaron las condiciones durante el suceso?

5) ¿Experimentó usted alguna dificultad al respirar? ¿Utilizó usted un equipo de respiración personal u otro tipo de protección respiratoria?

6) Describa el uso de cualquier equipo antiincendio.

c) Amaraje forzoso/involuntario.

1) Describa cuándo y cómo tuvo usted conocimiento de que estaba en el agua.

2) Describa cualquier problema que haya experimentado al desplegar, inflar y abordar los toboganes balsa o las balsas salvavidas.

3) ¿Qué tipo de dispositivo de flotación personal utilizó usted y dónde lo obtuvo?

4) ¿Encontró usted problemas al obtener o colocarse el dispositivo de flotación?

5) ¿Qué tipo de dispositivo de flotación personal utilizaron los pasajeros?

6) ¿Experimentaron los pasajeros problemas para encontrar o colocarse en sus dispositivos de flotación?

7) ¿Cuándo inflaron los pasajeros sus chalecos salvavidas?

8) ¿Llevó usted consigo algún equipo de emergencia a la balsa?

9) ¿Encontró usted el ELT y fue éste desplegado?

10) ¿Quién tomó el mando del tobogán balsa/balsa salvavidas que usted abordó?

11) ¿Había otros miembros de la tripulación en la misma balsa?

12) Describa los procedimientos de supervivencia en el mar que se aplicaron.

13) Describa la operación de salvamento.

Instrucción

17.5.5 La documentación de la tripulación de cabina debería comprender lo siguiente:

a) Describa su instrucción de emergencia inicial y periódica.

b) ¿Incluyó su instrucción inicial formación básica en aerodinámica y performance de aeronaves?

c) ¿Cuándo tuvo usted instrucción periódica por última vez?

d) ¿Cuándo se realizó su último simulacro de evacuación? Describa los simulacros y con qué frecuencia se realizaban.

e) Describa su instrucción en lucha contra incendios.

f) Describa su instrucción inicial y periódica en amaraje forzoso.

g) ¿Ha usted participado alguna vez en un simulacro de amaraje forzoso en condiciones reales? En caso afirmativo, describa el simulacro.

h) Describa toda instrucción práctica/en el puesto de trabajo recibida con respecto al equipo de emergencia.

i) ¿Participó usted en la gestión de recursos de tripulación con pilotos u otro personal de su empresa?

j) Describa esta instrucción.

k) ¿Piensa usted que su instrucción le preparó para el accidente?

Comentarios adicionales

17.5.6 Donde corresponda, todos los tripulantes de cabina entrevistados deberían responder a lo siguiente:

a) ¿Se le ofreció a usted alguna sesión de información sobre estrés en incidentes críticos después del accidente? En caso afirmativo, ¿participó usted y le resultó útil? En caso negativo ¿por qué no? ¿Procurará obtener asistencia adicional?

Nota.— Normalmente hay una sesión de información inicial y luego otras de seguimiento a los tres y seis meses.

b) Sobre la base de su experiencia, ¿puede usted sugerir mejoras de la instrucción, procedimientos o equipo?

c) ¿Tiene algo más que añadir que pueda ayudar a la investigación de este accidente?

Pasajeros

17.5.7 a) Información personal.

1) Nombre, sexo, edad, altura y peso.

2) Dirección.

3) Números telefónicos y dirección de correo electrónico.

4) Ocupación.

5) Experiencia aeronáutica.

6) Número y ubicación del asiento.

7) Cualquier discapacidad que pudiera impedirle la salida del avión.

8) Idiomas que habla.

9) Describa toda lesión sufrida, incluyendo cómo y por qué las recibió.

b) Preparaciones previas al vuelo.

1) Describa el peso, tamaño y ubicación de almacenamiento de su equipaje de mano.

2) Describa la información verbal sobre seguridad previa a la salida.

3) Señale quién proporcionó la información y si usted la comprendió.

4) Si su asiento estaba sobre el ala, ¿recibió usted información sobre los asientos cercanos a la salida?

5) Describa la información que recibió.

6) Diga si comprendió la información.

7) ¿Leyó usted la tarjeta de información de seguridad?

8) ¿Comprendió usted la información de la tarjeta?

9) ¿Observó usted los emplazamientos de una o más salidas cerca de su asiento?

10) Aplicó usted algún método para establecer cómo encontrar una salida en la oscuridad, es decir ¿contó usted el número de filas de asientos para llegar a la salida?

11) Describa toda observación sobre el mantenimiento, personal de servicios de escala, personal de servicio a los pasajeros o tripulación de vuelo que pueda ser pertinente a la investigación.

12) Describa la vestimenta y el calzado que llevaba usted en el momento del accidente.

c) Información sobre el accidente.

1) ¿Cómo y cuándo supo usted por primera vez que había un problema?

2) ¿Dónde se encontraba usted cuando supo que había un problema?

3) Describa la forma en que la tripulación preparó la cabina para la emergencia.

4) ¿Recibió usted instrucciones por el sistema de anuncios a los pasajeros o de parte de un tripulante?

5) ¿Se dieron las instrucciones en voz alta?

6) ¿Cómo se colocó usted en previsión del impacto?

7) ¿Escuchó usted órdenes dadas a gritos?

8) ¿Qué fue lo que escuchó?

9) ¿Resultó útil esa información?

10) ¿Viajaba usted con niños o infantes?

11) ¿Cómo estaban sujetos?

12) ¿Utilizó usted un dispositivo de retención para niños de corta edad?

13) ¿Hubo algún problema con sus cinturones de seguridad? Describa la situación.

14) ¿Cuán ajustado estaba su cinturón de seguridad?

15) ¿Tuvo algún problema en desprender su cinturón de seguridad? Describa la situación.

16) ¿Se quitó usted los zapatos? ¿Los mantuvo puestos durante el impacto y la evacuación?

17) Describa la secuencia del impacto y qué le sucedió a usted.

18) ¿Sucedió algo a su asiento durante el impacto?

19) ¿Permaneció usted en la posición de resguardo durante el impacto? En caso negativo, diga por qué?

20) ¿Permaneció usted sentado hasta que la aeronave se detuvo? En caso negativo diga por qué?

21) ¿Observó usted las acciones de otros pasajeros durante la secuencia del impacto?

d) Evacuación.

1) ¿Qué salida utilizó usted y por qué?

2) ¿Encontró algún problema en alcanzar su salida? Describa la situación.

3) ¿Intentó llevar algo con usted al abandonar la aeronave? ¿Por qué? ¿Qué fue lo que se llevó?

4) ¿Se le pidió que ayudara a la evacuación?

5) ¿Ayudó usted a alguien sin que se le pidiera?

6) ¿Abrió usted una salida? En caso afirmativo, diga cuál. ¿Encontró usted dificultades al operar o utilizar la salida en cuestión?

7) ¿Observó usted las acciones de otros pasajeros?

8) ¿Observó usted luces en la cabina? Describa su ubicación. ¿Le ayudaron las luces en la evacuación?

9) Aproximadamente ¿cuánto tiempo le llevó evacuar la aeronave?

10) ¿En qué se basa esta estimación?

11) ¿Qué vio, olió o escuchó usted durante la evacuación?

12) ¿Qué vio usted cuando salió de la aeronave?

13) ¿Cuánto tiempo tardó el personal de salvamento en llegar al lugar?

14) Describa las actividades de salvamento.

15) Diga si recibió usted heridas y cómo ocurrieron.

16) ¿Le ayudó alguien, es decir tripulantes de cabina, personal de salvamento, otros pasajeros?

17) Describa la forma en que fue ayudado y si necesitó más asistencia.

e) Turbulencia, humo/fuego/gases o contacto con el agua. Si ocurrió alguna de estas condiciones, la información siguiente debería añadirse a la información mencionada anteriormente.

1) Turbulencia.

i) ¿Dónde se encontraba usted cuando ocurrió la turbulencia?

ii) ¿Estaba su cinturón de seguridad ajustado? En caso negativo, diga por qué.

iii) ¿Estaba la señal de cinturón de seguridad iluminada?

iv) ¿Oyó usted anuncios respecto a los cinturones de seguridad? En caso afirmativo, diga lo que oyó.

v) ¿Quién piensa usted que hizo el anuncio, es decir tripulación de cabina o tripulación de vuelo?

vi) Señale si recibió heridas y describa las mismas.

vii) ¿Recibió usted primeros auxilios y quién los prestó?

viii) ¿Viajaba usted con niños de corta edad?

ix) ¿Cómo estaban sujetos?

x) Diga si recibieron heridas y describa las mismas.

xi) ¿Se hicieron anuncios al comienzo del vuelo respecto del uso de cinturones de seguridad durante el vuelo? En caso afirmativo, describa lo que oyó.

2) Humo/fuego/gases.

i) ¿Cuándo tuvo usted conocimiento de que había un problema?

ii) ¿Dónde se encontraba usted cuando se enteró del problema?

iii) ¿Dónde se encontraba usted cuando observó humo o fuego por primera vez?

iv) Describa lo que vio, olió y oyó, es decir color, densidad, olor, ruido.

v) ¿Cambiaron las condiciones durante el accidente?

vi) ¿Experimentó usted dificultades al respirar? ¿Qué medidas tomó para protegerse?

vii) ¿Observó usted alguno de los procedimientos antiincendios durante el vuelo? Describa lo que vio y oyó.

viii) ¿Observó usted algún procedimiento de lucha contra incendios en tierra? En caso afirmativo, descríbalos.

3) Amaraje forzoso/amaraje involuntario.

i) ¿Cuándo supo usted que iban a evacuar la aeronave en el agua?

ii) ¿Qué tipo de dispositivos de flotación estaban disponibles?

iii) ¿Pudo usted encontrar y colocarse un chaleco salvavidas?

iv) ¿Dónde estaba ubicado?

v) ¿Experimentó usted problemas en extraerlo de su lugar?

vi) ¿Pudo usted colocárselo?

vii) ¿Cuándo infló usted el chaleco?

viii) ¿Funcionó bien?

ix) Si usted viajaba con un infante o niño, ¿se le suministró un chaleco salvavidas para éste?

x) ¿Utilizó usted un cojín inferior de asiento para flotación?

xi) Describa la forma en que utilizó el cojín y si resultó eficaz.

xii) ¿Abordó usted una balsa salvavidas o un tobogán balsa?

xiii) ¿Experimentó usted dificultades?

xiv) Describa el tipo de balsa o tobogán balsa que abordó.

xv) ¿Había algún equipo de supervivencia en la balsa? ¿Fue utilizado?

xvi) ¿Cuántas personas se encontraban en la balsa o tobogán balsa con usted?

xvii) ¿Había tripulantes de cabina con usted?

xviii) Describa el estado del agua.

xix) Describa las condiciones meteorológicas.

xx) Describa las actividades de salvamento.

4) Comentarios adicionales.

i) ¿Se le ofreció una sesión de información sobre estrés por incidente crítico después del accidente? En caso afirmativo, diga si fue útil. En caso negativo diga por qué no.

ii) Sobre la base de su experiencia, ¿puede usted sugerir mejoras de los procedimientos o equipo?

iii) ¿Tiene algo más que añadir que pudiera ayudar en la investigación del accidente?

17.5.8 La importancia de la supervivencia de los ocupantes después de un accidente o incidente es enorme. La información recogida durante una investigación de factores de supervivencia puede utilizarse para mejorar la seguridad de vuelo aumentando las posibilidades de supervivencia en futuros accidentes. En un accidente en que los factores de supervivencia constituyen un aspecto importante se recopilarán considerables volúmenes de información. El alcance de la investigación de los aspectos de supervivencia depende del accidente. En algunos accidentes, la capacidad de supervivencia es un aspecto muy importante. Nunca deberían ignorarse los factores de supervivencia.

_____

Capítulo 18

INVESTIGACIÓN PATOLÓGICA

18.1 GENERALIDADES

18.1.1 Este capítulo constituye una guía general para el investigador de accidentes de aviación respecto de la contribución que los médicos, patólogos y ergónomos pueden hacer a una investigación de accidentes y el carácter de la labor involucrada en dicha contribución. Para los propios especialistas médicos se proporcionan textos más detallados en el *Manual de medicina aeronáutica civil* (Doc 8984) así como en otras publicaciones que, si bien de alto contenido técnico, podrían resultar valiosas para los investigadores de accidentes de aviación interesados en este ámbito particular.

18.1.2 El primer objetivo de la investigación de factores humanos es obtener evidencias en cuanto a la causa, secuencia y consecuencias del accidente mediante el examen de la tripulación de vuelo, los auxiliares de a bordo y los pasajeros. Coincidiendo con la investigación, surgirán automáticamente evidencias para la identificación, en particular si cada examen es ampliado por los esfuerzos coordinados del patólogo del Grupo de Factores humanos, la policía, odontólogos, radiólogos, etc.

18.1.3 La identificación de las víctimas no debe considerarse como un fin en sí misma. La identificación es una parte fundamental de la investigación general del accidente de aviación y conduce a integrar la identificación de los cuerpos con los exámenes post morten y las autopsias. Por esta razón el tema de la identificación se trata con cierto detalle en el presente capítulo.

18.1.4 La importancia de la investigación de factores humanos ha sido evaluada de forma inadecuada en el pasado; la evidencia obtenida de los seres humanos involucrados en un accidente de aviación — sean tripulantes o pasajeros, sobrevivientes o no sobrevivientes — representa una parte integral de la investigación en su totalidad. La finalidad de esta introducción y de la Sección 18.2 es señalar el valor de la investigación médica para los investigadores de accidentes de aviación y administradores de aviación civil. También será valiosa en la instrucción sobre accidentes y emergencias a efectos de que el equipo de respuesta a emergencias pueda conservar mejor las evidencias vitales del accidente.

18.1.5 Es sabido que los procedimientos que han de seguirse y las responsabilidades respectivas diferirán considerablemente según las leyes locales y nacionales, así como reglamentos y prácticas y que, en algunos Estados, la autoridad judicial competente es responsable de una investigación de todos los casos de muerte súbita. No obstante, desde el punto de vista de la investigación de un accidente de aviación, el objetivo de la investigación médica debería ser:

a) proporcionar evidencia médica de valor técnico al investigador encargado en la reconstrucción del accidente; y

b) proporcionar evidencia médica de valor técnico relacionada con la ergonomía, los aspectos de supervivencia, etc.

18.1.6 En general, el investigador encargado asignará a la investigación, y muy probablemente al Grupo de Factores humanos, un especialista, de preferencia en medicina aeronáutica y con experiencia en investigación de accidentes de aviación. Cuando hay víctimas fatales, el investigador encargado también debería designar un patólogo, idealmente con experiencia en patología aeronáutica o por lo menos en patología forense, para realizar u observar las autopsias.

Los accidentes fatales son, en general, más difíciles de investigar que los no fatales y es por ello que en este capítulo se subraya la función del patólogo. Cuando no se cuenta con un patólogo aeronáutico en el Estado que investiga un importante accidente fatal, el investigador encargado debería considerar pedir a otros Estados que proporcionen los especialistas necesarios. También se debe considerar el apoyo a las víctimas de los accidentes de aviación y sus familias. En la Circular 285, *Orientación sobre asistencia a las víctimas de accidentes de aviación y sus familiares* figura más detalles al respecto.

18.1.7 Dependiendo de si el accidente involucra aeronaves grandes o pequeñas, la evidencia de factores humanos diferirá principalmente más en el énfasis que reciba que en la sustancia en sí. En cualquier caso, no alcanzará su valor máximo si no hay planificación previa de parte de la autoridad aeronáutica y otras autoridades locales o nacionales. Esta planificación previa debería hacerse sobre la base del mayor desastre posible; un accidente pequeño significa simplemente utilizar menos recursos disponibles. Los aspectos de interés se detallan en las secciones siguientes, pero pueden resumirse como sigue:

a) El gran accidente no fatal: los planes deben relacionarse con la provisión de equipo de salvamento, con la disponibilidad de instalaciones hospitalarias y con las entrevistas y exámenes de la tripulación para determinar posibles factores médicos y sicológicos, y de las tripulaciones y los pasajeros con respecto a lesiones y sus causas y aspectos de escape/evacuación y supervivencia.

b) El gran accidente fatal: el plan de desastre comprenderá instrucción en la ubicación y recuperación de restos humanos, suministro de instalaciones y servicios de morgue y refrigeración y establecimiento de un equipo médico de investigadores conjuntamente con una secretaría o comisión para la identificación.

18.1.8 Esto supone una tarea considerable, pero las ventajas que probablemente surjan de una investigación de factores humanos son por lo menos iguales a las obtenidas de cualquier aspecto de la investigación de un accidente de aviación.

18.2 CONTRIBUCIÓN DE LA INVESTIGACIÓN PATOLÓGICA

Reconstrucción de las circunstancias

18.2.1 Alguna evidencia médica relativa a la reconstrucción de las circunstancias del accidente puede proceder de los tripulantes o pasajeros sobrevivientes. No obstante, en general la evidencia médica relacionada con la reconstrucción de las circunstancias del accidente se relaciona con el accidente fatal en sí.

18.2.2 En los accidentes fatales de aeronaves ligeras el examen del piloto probablemente sea el factor que más contribuya; aquí las investigaciones médicas deberían dirigirse a determinar o excluir enfermedades y su posible relación, así como aspectos relativos a la determinación o exclusión de alcohol, drogas y sustancias tóxicas como causa del accidente. No obstante, el examen de los pasajeros no puede ignorarse, incluso en aeronaves ligeras; en aeronaves con dos pilotos no se puede estar seguro de que un “pasajero” no estaba operando la aeronave y además el examen toxicológico de los tejidos de los pasajeros puede llegar a validar conclusiones obtenidas con el examen del cuerpo del piloto, como elevados niveles de monóxido de carbono.

18.2.3 La presencia de dos o más pilotos en el puesto de pilotaje de las grandes aeronaves hace menos probable que la incapacitación del piloto debido a enfermedad o droga sea causa de un accidente importante. Aunque esto no es enteramente cierto cuando el accidente ha ocurrido en una fase de vuelo crítica como el despegue o el aterrizaje, el patólogo puede encontrar a menudo apropiado en un gran accidente concentrarse en la búsqueda de evidencia de condiciones que probablemente afecten a toda la tripulación, en particular los vapores de monóxido de

carbono u otras emanaciones tóxicas que puedan haber contaminado el puesto de pilotaje. Es importante señalar que el envenenamiento por monóxido de carbono es muy poco probable en las aeronaves de turbina de gas, pero mucho más probable en aeronaves con motores de émbolo, debido a la cantidad de gas en los escapes de los diferentes tipos. El patólogo también debe buscar evidencia para eliminar o confirmar la contribución de un hecho delictivo como la interferencia ilícita en la operación de la aeronave. Un examen completo de toda la tripulación de vuelo puede proporcionar evidencia valiosa acerca de quien estaba en control de la aeronave en el momento del accidente, y a este respecto la identificación tiene un valor técnico directo para la investigación separado del valor jurídico.

18.2.4 No obstante, en un importante accidente de aviación fatal es posible obtener evidencias de los auxiliares de cabina y de los pasajeros; un interés principal de este capítulo es ilustrar por qué no se debe dejar pasar esta oportunidad. Un examen completo, en particular cuando puede basarse en experiencias previas, puede revelar pruebas en cuanto a la secuencia de los hechos, la etapa de vuelo y el grado de emergencia previsto; el patrón de lesiones puede indicar claramente el tipo de accidente, es decir fuego durante el vuelo, falla estructural durante el vuelo, desaceleración repentina gradual en el impacto, etc.; y un examen de los pasajeros puede ser el método principal para demostrar que una causa del accidente puede haber sido el sabotaje.

Ergonomía y supervivencia

18.2.5 La investigación de factores humanos puede proporcionar evidencia médica que reviste un gran valor con respecto a la ergonomía y la supervivencia. Esa evidencia debe ser igualmente pertinente a los accidentes fatales y a los no fatales pero, una vez más, puede haber una diferencia de énfasis con respecto a si el accidente involucra una aeronave grande o una pequeña.

18.2.6 En el caso de aeronaves pequeñas, el examen se dirigirá en general al piloto o pilotos; no obstante, sea la aeronave grande o pequeña, se deberían considerar factores como la pertinencia del tipo de retención de arnés utilizada, el suministro o ausencia de otros artículos de equipo de seguridad así como la posibilidad de que los mandos, instrumentos y otras estructuras del puesto de pilotaje hayan producido lesiones.

18.2.7 En el caso de un accidente de aeronave de transporte, el interés comprenderá inevitablemente los pasajeros y el Grupo de Factores de supervivencia procurará obtener evidencias de lesiones resultantes de las estructuras de los asientos, con o sin adecuada retención de arnés, y el efecto de proyectil de los contenidos de la cabina. También se dispondrá de evidencia médica o patológica en cuanto a si los pasillos, salidas y equipo de supervivencia son adecuados.

Identificación

18.2.8 Es evidente que la interpretación útil de las conclusiones o de los factores humanos depende de la identificación precisa de las víctimas involucradas. Por consiguiente, la identificación es principalmente una herramienta de investigación pero también tiene una considerable importancia en medicina legal y aplicación judicial. El jefe del Grupo de Factores humanos debe estar preparado para utilizar con fines médico-forenses cualquier evidencia determinada por los miembros del grupo como los investigadores del accidente, en particular el patólogo. El Grupo de Factores humanos, por consiguiente, tendrá necesidades especiales en cuanto a la coordinación con las autoridades locales o nacionales, en particular con respecto a la identificación de los restos. Estas necesidades deberían reconocerse durante la planificación previa y no deberían descuidarse durante la investigación. No obstante, no existe conflicto de intereses. La investigación y la identificación son interdependientes como se reconoce en el Anexo 13 y en las siguientes secciones de este capítulo se analizan en conjunto bajo los mismos títulos, en particular:

a) tareas en el lugar del accidente;

b) tareas en la morgue; y

c) evidencia que ha de obtenerse de los exámenes patológicos.

18.3 INFORMACIÓN AL PATÓLOGO

18.3.1 Idealmente, el patólogo designado debería obtener una “historia del caso” completa antes de iniciar el examen. El patólogo debería tomar conocimiento de todos los detalles de las circunstancias del accidente, detalles de las historias clínicas y los antecedentes personales de la tripulación de vuelo, estar familiarizados con la disposición interna del puesto de pilotaje y de los compartimentos de pasajeros del tipo de aeronave en cuestión y realizar un examen profundo del lugar del accidente antes de iniciar el examen de los restos humanos. Este tipo de examen es rara vez, o nunca, posible. Las presiones que existen después de la mayoría de los accidentes de aviación fatales son tales que el examen y la disposición de los cuerpos deben manejarse tan rápidamente como sea posible y evitarse toda demora innecesaria. Muchos factores pueden requerir velocidad; el ejemplo extremo es un accidente en clima tropical sin instalaciones de refrigeración. La cultura y la religión de las víctimas también desempeñan una función importante.

18.3.2 Se ha determinado que un enfoque práctico es que el investigador encargado informe al patólogo al comienzo de su actividad con respecto a las características salientes del accidente y también sobre cualquier idea particular en cuanto al tipo de accidente que pueda haber surgido. Esto no constituye una exposición larga o detallada sino solo suficiente para permitir que el patólogo tenga la oportunidad de dedicarse especialmente a la búsqueda, durante el transcurso de un examen normal completo, de evidencia que apoye o contradiga cualquier otra evidencia que ya pueda estar disponible para el investigador encargado. A intervalos frecuentes durante la investigación, el patólogo y el jefe de Grupo de Factores humanos, o el investigador encargado según corresponda, deberían reunirse para intercambiar ideas. De esta forma el patólogo puede obtener un panorama actualizado y enterarse de novedades que pueden influir en su labor y, a su vez, informar sobre cualquier conclusión que pueda proporcionar una pista para los miembros de otros grupos. Este es el principio del sistema de grupos en el cual es esencial que el equipo de factores humanos participe plenamente.

18.4 TAREAS EN EL LUGAR DEL ACCIDENTE

Instalaciones y equipo

18.4.1 El equipamiento requerido para ubicar y recuperar los restos humanos dependerá del carácter del accidente. Gran parte de este equipamiento deberá proporcionarse localmente y el valor de la planificación previa se reflejará en la velocidad con la cual se proporcione. Muchos accidentes ocurren en aeropuertos o en las cercanías de los mismos y, por consiguiente, es particularmente importante en estas áreas realizar una planificación combinada de desastres por las autoridades aeronáuticas y locales. Deberían establecerse existencias de ciertos artículos y evaluarse la disponibilidad de otro equipamiento que se mantendría bajo examen constante.

18.4.2 En accidentes que involucran colisiones con casas, establecimientos industriales, etc., puede necesitarse equipo pesado como grúas y topadoras para despejar el camino y quitar los escombros, de modo de facilitar la búsqueda de restos humanos. Cuando se descubre el primer signo de un cadáver, el trabajo debe avanzar lentamente en forma manual. Cuando la aeronave se estrella en territorio aislado como montañas, desiertos o pantanos, podría requerirse equipo especial; cuando las víctimas han caído al agua, puede ser necesario contar con embarcaciones y equipo de buceo.

18.4.3 En la Parte I de este manual figura una lista de equipo básico para investigadores; los artículos siguientes se recomiendan más específicamente para la recuperación de las víctimas del accidente, su examen e identificación, y deberían suministrarse en cantidades proporcionales al número de víctimas:

a) botiquines de primeros auxilios, mantas e instalaciones de transporte para sobrevivientes;

b) bolsas de plástico o lona, bolsas funerarias o féretros para el transporte de los cuerpos;

c) bolsas de papel resistente o plástico u otros contenedores, uno para cada cuerpo, para la conservación de efectos personales;

d) jalones o estacas con números y etiquetas;

e) etiquetas para señalar los cuerpos, bolsas, restos o piezas de equipo o jalones en el lugar;

f) cuerdas, hilo;

g) cinta adhesiva;

h) tinta indeleble, lápices de cera (azul, rojo);

i) guantes de goma, vestimenta de protección como delantales, botas de goma, etc., según corresponda. En la Circular 315, *Riesgos en los lugares de accidentes de aviación*, figura información más detallada sobre equipo de protección personal;

j) equipo fotográfico, incluyendo flashes, para uso específico del Grupo de Factores humanos;

k) lupas de bolsillo o microscopio, placas para microscopio, jeringas y agujas; cinta métrica, cera dental, reactivos, soluciones antisépticas, etc.; y

l) contenedores adecuados (bolsas de plástico) y tubos de ensayo (con tapones) para recoger muestras de sangre, tejidos, especímenes o pequeñas piezas de material para realizar ensayos en laboratorio; y agentes de conservación adecuados.

18.4.4 Algunos de los artículos anteriores, como los dos últimos, se necesitarán normalmente solo en el establecimiento especializado al cual se llevarán los cuerpos de las víctimas para exámenes detallados y a los cuales se hace referencia en la sección 18.5.

Procedimientos que han de aplicarse durante la fase de recuperación

18.4.5 La primera responsabilidad después de un accidente de aviación es siempre proporcionar asistencia inmediata a los heridos por cualquier medio que pueda estar disponible. En el caso de que no puedan salvarse vidas en un accidente en particular, las responsabilidades siguientes son salvar vidas en futuros accidentes y salvar vidas tratando de prevenir futuros accidentes. Este es el principio subyacente de toda la investigación del accidente y la base para la necesidad de una estrecha coordinación entre las autoridades locales y nacionales y el investigador encargado y los investigadores, en particular el patólogo designado.

Recomendaciones de la Organización Internacional de Policía Criminal

18.4.6 Las siguientes sugerencias se basan en recomendaciones de la Organización Internacional de Policía Criminal (INTERPOL). Las recomendaciones de INTERPOL se basan principalmente en desastres masivos de tipos distintos de los accidentes de aviación; por consiguiente, en los apartados que siguen, se han modificado para tener en cuenta las necesidades especiales de una investigación médico-patológica exhaustiva de un desastre de aviación.

a) Los cadáveres deberían etiquetarse y fotografiarse en el mismo lugar del accidente. Las fotografías servirán de registro de las circunstancias y ubicación de las víctimas en el lugar del accidente, las actitudes de los cuerpos y las relaciones con objetos adyacentes incluyendo otros cadáveres y partes importantes de los restos del avión. Además de las fotografías, las posiciones de los cuerpos con respecto a otros y a piezas de la aeronave deberían señalarse en un mapa o marcarse con estacas etiquetadas si el terreno no es adecuado. De ser necesario, estas medidas puede iniciarlas la policía, siempre que se reconozca estrictamente la necesidad de conservar y registrar toda evidencia de posible importancia para los sectores médicos y técnicos de la investigación del accidente. Idealmente, deberían realizarse en cooperación con el investigador encargado y los investigadores, en particular el patólogo designado para realizar la investigación médico-patológica si no se demora indebidamente la presencia de éste.

b) Los cuerpos de las víctimas deberían colocarse en féretros temporarios u otros contenedores que puedan estar disponibles. Muchos de los tipos de bolsas plásticas y de lona o bolsas funerarias disponibles resultan adecuados siempre que no haya la posibilidad de perder contenido durante el tránsito. Las hojas de polietileno tienen la desventaja de exigir cuidado en el empaquetamiento a fin de evitar pérdidas en tránsito, pero pueden utilizarse con cuidado. Deberían adosarse etiquetas a los artículos sueltos y las partes desprendidas de los cuerpos. Debería hacerse una lista de éstos y de su ubicación con respecto a los cadáveres numerados registrados.

c) El examen de los cadáveres debería iniciarse en el lugar solo en la medida señalada en a), pero no deberían trasladarse los cuerpos hasta que todos los procedimientos recomendados se hayan realizado. Cada cuerpo, las ropas que se encuentran en el mismo y los efectos personales en esas ropas deberían trasladarse intactos a un contenedor y, de ahí, al área de la morgue.

d) La etiqueta adosada a un cadáver debe numerarse con lápiz o tinta indeleble y fijarse al propio cuerpo, no a una camilla o manta. No obstante, es conveniente adosar una etiqueta adicional con el mismo número al contenedor en el que se coloca el cuerpo para el traslado. Algunas bolsas para cadáveres tienen un bolsillo en la parte exterior para contener dicha etiqueta.

e) Como se señaló en c), es mejor no quitar los efectos personales del cadáver en el lugar. Si algunos efectos se caen de un cadáver mientras se le coloca en un contenedor, nunca deberán volverse a colocar sino ubicarlos en un contenedor separado y etiquetado de modo que indique su relación probable o casi cierta con un cadáver numerado en particular. Los trabajadores de salvamento deberían aplicar extrema cautela en recuperar los cuerpos y en recoger todas las pertenencias personales o los efectos que puedan pertenecer a los muertos, manteniéndolos con los restos a quienes sin duda pertenecen mientras estos son trasladados a la morgue, pero en envases separados y etiquetando cuidadosamente en los artículos cuya propiedad es dudosa. Un artículo incorrectamente asignado puede causar al equipo de identificación mucho trabajo adicional, y podría conducir a un error en la identificación. La ubicación de todos los artículos personales desprendidos, indicada claramente en relación con los restos cerca de los cuales se encontraron, debería indicarse en la etiqueta adosada a cada artículo.

f) Los cuerpos de las víctimas no deberían dispersarse sino ser llevados juntos por los medios más rápidos posibles a un establecimiento especializado o, en ausencia de tal establecimiento, al lugar más adecuado para conservarlos. Si es necesario y se dispone del mismo, pueden conservarse en un lugar refrigerado para los exámenes detallados y especiales que deberían emprenderse para completar los procedimientos de identificación y, al mismo tiempo, para encontrar evidencias relativas a la investigación del accidente.

18.4.7 El éxito de la investigación médico-patológica en general y de la identificación de las víctimas en particular depende de la minuciosidad de los trabajadores de salvamento más que de otras personas, dado que es su labor preliminar en el lugar la que puede facilitar ulteriores investigaciones o perjudicarlas. Estos trabajadores deberían ser minuciosamente instruidos en su tarea y su importancia, pero se recomienda encarecidamente que la labor en el lugar sea siempre supervisada por el investigador encargado y los investigadores, en particular el patólogo designado o, en su ausencia, un patólogo experimentado o un funcionario policial.

18.4.8 En el caso de que la recolección y transferencia de los restos humanos a la morgue haya precedido la llegada del investigador encargado, no habrá efectos negativos siempre que las prácticas indicadas anteriormente se hayan aplicado. No obstante, tan enorme es la importancia de preservar pruebas para la investigación (tanto técnica como judicial) que, una vez almacenados en seguridad los cadáveres, el examen detallado de cualquier tipo que fuere debe esperar la llegada del patólogo.

18.4.9 El investigador encargado no debería vacilar en emplear su influencia ante las autoridades locales nacionales para persuadirlas de la importancia de todos estos asuntos, en particular si el enlace relacionado con la planificación previa en caso de accidente no llegó a producir acuerdos permanentes.

18.5 TAREAS EN LA MORGUE

Instalaciones

18.5.1 Una morgue con las instalaciones necesarias o un instituto médico forense pueden estar disponibles en las cercanías de muchos aeropuertos. De otra forma, debería emprenderse un estudio de las instalaciones, como los subsuelos de los edificios aeroportuarios, que puedan resultar adecuados para utilizar como morgue en caso de accidente, y el equipo necesario debería colocarse en estado de alerta y disposición para utilizar en una emergencia. Las autoridades locales que no estén en las vecindades de los aeropuertos pero que formulan planes para desastres de aviación podrían considerar edificios como salas públicas, gimnasios o grandes instalaciones de almacenamiento comercial que, si no están vacías, pudieran evacuarse con aviso de corto plazo. Quizá los requisitos principales son el espacio, la privacidad, la luz eléctrica y agua corriente, en ese orden de importancia. Además del espacio necesario para la labor de examen de cuerpos, debería disponerse de salas separadas donde, si es necesario, familiares y otras personas puedan ver los restos. Se necesitan ambientes separados, preferiblemente cercanos, para entrevistas de familiares y testigos y para trabajo administrativo. También es extremadamente importante contar con una sala cerca de la morgue que pueda funcionar como centro de comunicaciones.

18.5.2 Dependiendo de las condiciones climáticas, debería considerarse la disponibilidad de instalaciones refrigeradas. El almacenamiento refrigerado de los cadáveres pendientes de examen resulta necesario excepto en los climas más fríos, especialmente si hay grandes cantidades de restos y su examen llevará muchos días. Rara vez se contará con lugares para morgue suficientes y permanentemente refrigerados cerca del lugar de un gran accidente. Cuando éstos no existan, la mejor solución podría ser alquilar camiones refrigerados que pueden estacionarse dentro del precinto de la morgue principal. Si se no se dispone de tales camiones, puede utilizarse hielo en bloques, pero esto constituye un medio relativamente ineficaz de mantener fríos los cuerpos y puede ser difícil obtener una cantidad suficiente de hielo. En ocasiones, puede disponerse de lugares refrigerados espaciosos en alguna fábrica u otro edificio comercial a una distancia razonable de la morgue principal, que podrían utilizarse para el almacenamiento temporario.

18.5.3 Si no puede disponerse de instalaciones donde los restos puedan conservarse fríos en climas tropicales, puede ser necesario efectuar sepulturas temporarias hasta que pueda organizarse el transporte a un lugar adecuado para la investigación detallada. En este caso es fundamental que todo y cada elemento de información que pueda tenerse en el lugar del accidente y de los restos humanos que pueda ayudar a identificar o a explicar el accidente se consiga inmediatamente y se registre cuidadosamente. En una región aislada donde no hay instalaciones de ese tipo

puede ser posible, después de consultar y coordinar con las autoridades locales o nacionales responsables, devolver los restos de todas las víctimas al punto de origen del vuelo (o a algún otro lugar convenido mutuamente) para examen, identificación y disposición de los mismos. Cabe señalar que el transporte de cadáveres está sujeto a ciertas condiciones y reglamentos. Los Estados contratantes, en el caso de accidentes de aviación, deberían asegurar su cooperación con arreglo a las especificaciones del Anexo 12.

18.5.4 El patólogo del Grupo de Factores humanos debería ser consciente de la medida en que se necesitará la asistencia de un instituto médico forense o patológico para pruebas especiales médicas, biológicas o químicas relativas a la identificación o a otros aspectos de la investigación y el patólogo debería recoger especímenes y muestras para ello. Una vez más, se subraya la importancia de la coordinación con las autoridades locales o nacionales.

18.5.5 Un instituto médico o un director funerario puede estar en condiciones de proporcionar instalaciones para embalsamamiento. Algunas líneas aéreas tienen contratada una firma de directores funerarios que organizan la repatriación y la disposición final según corresponda. Se sugiere que las autoridades aeronáuticas y locales evalúen los institutos más cercanos y las líneas aéreas capaces de proporcionar servicios pertinentes así como el tipo de ayuda que podrían proporcionar si fuera necesario.

Identificación de los muertos

Principios

18.5.6 La identificación de los muertos reviste gran importancia por razones sociológicas y jurídicas para las familias de los mismos. Permite la expedición de un certificado de defunción necesario para evitar las graves consecuencias jurídicas y complicaciones en ciertos Estados para los familiares cercanos de una persona desaparecida. En algunos Estados sería normal que los cadáveres se liberaran para exámenes patológicos con fines de investigación de accidentes solo después de haberse completado el examen por la autoridad judicial con fines de identificación, dado que la responsabilidad por la identificación de las víctimas de un desastre masivo se considera a menudo por los Estados como asunto separado de cualquier investigación técnica de dicho desastre. Esto puede resultar satisfactorio después de algunos tipos de accidentes o de desastres naturales, pero en la investigación de accidentes de aviación es altamente conveniente que la labor de identificación de las víctimas se coordine estrechamente con el examen patológico de las mismas porque es esencial para la interpretación de las conclusiones patológicas y técnicas relacionadas con el accidente.

18.5.7 Por ejemplo, siempre resulta importante para la investigación técnica identificar y establecer la ubicación de la tripulación en el momento del accidente y si otra persona se encontraba, o no, en un lugar que probablemente haya afectado al vuelo y, de ser así, la identidad de la misma: trátese del cadáver de un tripulante o de un pasajero, no siempre resulta posible diferenciar entre la evidencia médica obtenida para la identificación judicial y la obtenida para consideración por el Grupo de Factores humanos.

18.5.8 Los daños experimentados por los cuerpos a causa de las fuerzas del accidente y del fuego son de tal índole que a menudo solo el examen especializado de los cuerpos por patólogos, dentistas, radiólogos y otros expertos conducirá a su identificación. Un esfuerzo no coordinado entre autoridades locales o nacionales y el Grupo de Factores humanos resulta insatisfactorio en dos aspectos. En primer lugar, puede destruirse involuntariamente evidencia fundamental para la investigación del accidente de aviación y, en segundo lugar, el procurar la ayuda del Grupo de Factores humanos solamente cuando surgen dificultades a menudo complica la tarea.

18.5.9 Aunque los procedimientos difieren con arreglo a las leyes, reglamentos y prácticas locales nacionales, cuando dichas costumbres locales se apartan considerablemente de los principios establecidos en este capítulo, debería exhortarse a las autoridades nacionales y locales a que modifiquen sus prácticas en la medida en que puedan hacerlo en caso de accidentes de aviación en el interés de fomentar la seguridad aérea internacional.

18.5.10 Se recomienda encarecidamente que en todas las ocasiones las autoridades locales o nacionales procuren la cooperación del patólogo designado por el investigador encargado. Si dicho patólogo tiene experiencia en patología aeronáutica, es decir la investigación de accidentes de aviación fatales, dicho profesional también será experto en asuntos de identificación. Si no se dispone de dicha persona, puede pedirse a un patólogo forense que ayude en la tarea. Aunque la experiencia del patólogo forense en accidentes de aviación pueda no ser considerable, dicha persona tendrá la ventaja de la experiencia aeronáutica de otros miembros del Grupo de Factores humanos y habrá sido instruido tanto en procedimientos de investigación como en el examen de cuerpos de personas que hayan sufrido una muerte violenta y no natural, con miras a contribuir a la explicación de las circunstancias que condujeron al fallecimiento. Un departamento de identificación, como la policía, puede ayudar con los problemas de identificación, pero no será competente para continuar la búsqueda exhaustiva y más amplia de evidencia médica relativa a la investigación técnica del accidente, que reviste tanta importancia.

18.5.11 Podría ser útil designar una comisión de identificación, como es la práctica en algunos Estados, integrada por el patólogo, un funcionario policial o persona de la autoridad judicial con experiencia en identificación, además de los especialistas (odontólogos, antropólogos, radiólogos, etc.), según permitan o exijan las circunstancias. Si es posible, el patólogo debería presidir dicha comisión. De otra forma, puede surgir el peligro de que los dos aspectos de la investigación médico-patológica resulten separados y que la identificación se realice solamente como fin en sí misma y se excluyan los aspectos de la investigación del accidente. El presidente de dicha comisión puede estar encargado de decidir, con ayuda de los otros miembros, cuándo la evidencia de identificación resulta concluyente o se le puede solicitar que asesore a la autoridad judicial local o a un médico forense y un jurado sobre la evidencia que se ha encontrado de modo que un funcionario judicial pueda firmar certificados de identificación; estos detalles corresponden a los procedimientos y costumbres locales.

Procedimientos de identificación

18.5.12 Tiene mucho de positivo el procedimiento por el cual un equipo encabezado por patólogos (incluyendo los patólogos del Grupo de Factores humanos) y funcionarios policiales u otras autoridades judiciales pertinentes, con asistentes administrativos, realiza un único examen profundo, en conjunto, de cada cadáver a la vez. Los pasos de esta tarea se esbozan más adelante; en los capítulos pertinentes del *Manual de medicina aeronáutica civil* (Doc 8984) se presentan más detalles al respecto.

18.5.13 Tanto la autoridad judicial como el patólogo están interesados en las vestimentas presentes y sus contenidos. La evidencia en las mismas puede conducir a la identificación (marcas de lavandería, diseños especiales, etc.); puede ser importante con respecto al accidente (medicamentos o una receta médica en el bolsillo de un miembro de la tripulación de vuelo, o una carta en el bolsillo de un pasajero, que indica un estado mental perturbado y quizá suicida). Las manchas provocadas por vómitos o alimentos pueden dar claves sobre el grado de emergencia; la existencia de rasgones en la ropa puede indicar la causa del fallecimiento y es fundamental no confundir entre dichos rasgones y los hechos por el propio examinador. Cuando sean quitadas las vestimentas, se hayan descrito plenamente y catalogado en los registros relativos al cuerpo en cuestión, tanto la autoridad judicial como el patólogo pueden observar la evidencia corporal externa; una vez más, esta evidencia puede llevar a identificación (cicatrices quirúrgicas o tatuajes, etc.), o revestir importancia con respecto al propio accidente (p. ej., heridas por esquirlas de un artefacto explosivo). Deberían tomarse radiografías en esta etapa si se dispone de las instalaciones; la cantidad y las partes del cuerpo escogidas dependerán de la necesidad de buscar pruebas de sabotaje en el accidente y la necesidad de continuar buscando, si existe la posibilidad de otras pruebas, evidencia radiográfica de la identidad.

18.5.14 Posteriormente, el patólogo debería continuar con el examen interno completo y la recolección de muestras de tejido para exámenes especiales en laboratorio y pruebas de correspondencia de ADN. Los exámenes especiales de laboratorio pueden ser de carácter histológico, diseñados para revelar enfermedades microscópicas o evidencias del momento del fallecimiento, de orden toxicológico en búsqueda de la presencia de alcohol, drogas o sustancias tóxicas como el monóxido de carbono y, posiblemente, serológicos con miras a determinar grupos sanguíneos que puedan ayudar a la identificación. El cotejo de ADN resulta útil para identificar a las víctimas, dado que

heredamos la mitad de nuestro ADN de cada padre y, por consiguiente, una correspondencia parcial del padre de una persona desaparecida puede revelar la relación con un cadáver no identificado. El cotejo de ADN ha revolucionado la resolución de crímenes en la ciencia forense. Para la identificación de víctimas, las muestras que se han tomado de un cadáver ahora pueden compararse con una muestra de cabello, por ejemplo, o con muestras en bases de datos de ADN. Una correspondencia entre las muestras determinará la identidad de una víctima. No obstante, el cotejo de ADN ha sido objeto de muchas críticas, especialmente cuando se lo utiliza como evidencia en un tribunal de justicia.

18.5.15 Los registros fotográficos del cadáver son altamente convenientes al igual que las fotografías de toda anormalidad posiblemente importante en los exámenes externos o internos de los cuerpos. El número del cuerpo en cuestión debería aparecer claramente en toda fotografía tomada.

18.5.16 Una vez que la autoridad judicial y los patólogos han realizado un examen exhaustivo y meticuloso, incluyendo la formación de un registro completo de conclusiones así como el etiquetado completo y la conservación cuidadosa de toda la evidencia material adecuada para ulterior referencia y para pruebas o análisis de laboratorio, los restos humanos pueden colocarse en féretros y, si es fundamental, embalsamarse. No obstante, es aconsejable que no se lleve a cabo la disposición final de cada cuerpo hasta haberse completado el proceso de investigación patológica y la investigación con respecto al accidente en su totalidad y, teniendo en cuenta la posible necesidad de volver a examinar los cuerpos, los féretros deberían acondicionarse de modo que puedan volverse a abrir si es necesario.

18.5.17 En un accidente de gran envergadura con muchas víctimas es probable que las investigaciones insuman muchos días. En estas circunstancias, es fundamental que se controle el volumen de trabajo realizado en la morgue; la fatiga debe minimizarse pero, al mismo tiempo, los principales observadores deben permanecer hasta el final sin sustituciones. Normalmente es posible que el patólogo y la autoridad judicial presten cierta atención a la labor administrativa de la identificación después de las autopsias realizadas en el día. La identificación depende básicamente de la correlación de información sobre una persona conocida con las evidencias encontradas del examen de un cadáver (véase el párrafo 18.5.24); por consiguiente, es necesario establecer una organización para la recolección de información sobre las personas a bordo de la aeronave.

Recopilación de información sobre las personas que se supone murieron

18.5.18 La identificación de la mayoría de los cuerpos después de un accidente de aviación depende a menudo de la disponibilidad de información sobre las personas a bordo. Cierta información puede obtenerse de la línea aérea en cuestión, que debería proporcionar una lista de pasajeros tan pronto como sea posible con detalles adicionales, si corresponde, como el asiento ocupado, origen y destino, dirección comercial o privada, número de billete y equipaje.

18.5.19 La fuente de información más aprovechable serán normalmente los familiares o amigos cercanos de los fallecidos y debería establecerse sin demora después del accidente de aviación un servicio de información al respecto. Las líneas aéreas deberían incluir en sus planes para desastres disposiciones para establecer un servicio de información tan pronto como se reciba la notificación de que ha ocurrido un desastre a una de sus aeronaves. En por lo menos un Estado las líneas aéreas delegan esta tarea a una firma de directores funerarios que se contrata principalmente con la finalidad de organizar la disposición final de los cuerpos. Cuando la línea aérea en cuestión no proporciona dicho servicios, deberían hacerse arreglos ad hoc con la policía, la Cruz Roja u organizaciones similares; la planificación previa para la posibilidad de un accidente debe contemplar esta contingencia. Por supuesto, quienes participen en la labor de tratar con los familiares deberán demostrar la máxima discreción, compasión y comprensión.

18.5.20 Es fundamental establecer contacto tan pronto como sea posible con familiares o amigos, normalmente por teléfono, utilizando la lista de pasajeros y direcciones proporcionadas por la línea aérea. Deberían recopilarse detalles completos de estos contactos acerca de las características físicas del pasajero o tripulante, su edad, vestimenta y efectos personales. También deberían registrarse, si se conocen, los nombres de su médico personal y de su dentista. Debería establecerse contacto con estas personas para obtener más información sobre características físicas con referencia particular a cualquier antecedente de operaciones quirúrgicas, enfermedades actuales, grupo

sanguíneo, etc.; y, posiblemente lo más importante de todo, se necesitarán detalles completos del estado odontológico. Debería pedirse al dentista que complementara toda información brindada por teléfono, mediante el envío de tarjetas de registro y radiografías dentales al centro de recolección de información para su urgente traslado a quienes examinan los cuerpos en la morgue del lugar de desastre. Una buena fotografía de la persona fallecida puede resultar muy útil a veces y, dependiendo del país de origen de la misma, los archivos de identificación civil pueden proporcionar impresiones digitales y otros datos personales.

18.5.21 Existe una gama infinita de elementos de información sobre una persona que podrían proporcionar claves acerca de la identidad del cadáver en cuestión. La fuente de información indicada anteriormente sería suficiente para permitir la identificación en la mayoría de los casos. Si uno o más cuerpos permanecen sin identificar, puede necesitarse más ayuda de los familiares o amigos apropiados. Esto puede tener la forma de información adicional sobre asuntos particulares revelados por los exámenes de los cuerpos que aún restan por identificar, o puede involucrar solicitar a los familiares que reconozcan fragmentos de ropas o diversos efectos personales. Jamás debe olvidarse que el reconocimiento visual, trátese de un cadáver traumatizado o quemado, o de una prenda u otro artículo, puede resultar erróneo. Se han realizado muchas identificaciones visuales incorrectas tanto en sentido negativo como positivo por parte de familiares angustiados o perturbados. Cuando un cadáver está muy mutilado, la identificación visual debería considerarse como un indicio para la identificación y debería procurarse evidencia para corroborarla. Siempre que se presenten a los familiares restos humanos, ello debería hacerse en condiciones de debido respeto tanto para el muerto como para los propios familiares, teniendo en cuenta, siempre que sea posible, la religión de la persona y los ritos funerarios prescritos por la misma.

Comparación de registros

18.5.22 La tarea de comparar las conclusiones respecto de los cuerpos con la información proporcionada sobre las personas que se cree hayan estado a bordo de la aeronave es bastante directa pero puede llevar mucho tiempo. Puede ser realizada por asistentes administrativos mientras continúa la labor de examinar los cadáveres, pero todo resultado tentativo que se haya obtenido debe ser verificado por las personas encargadas de la decisión final sobre la aceptabilidad de la evidencia en cada caso. Dado que la identificación de cuerpos es fundamental por razones sociológicas y jurídicas e importante (a veces fundamental) para la investigación del accidente por el Grupo de factores humanos, el patólogo debe estar estrechamente involucrado en las decisiones finales; según se sugirió anteriormente, es conveniente que el patólogo sea el presidente de cualquier grupo o comisión establecido para la identificación.

18.5.23 Un Estado ha encontrado en la práctica que si los formularios empleados para registrar conclusiones e información están impresos en color o son claramente distintos de alguna otra manera, se facilita la labor de comparación.

18.5.24 Es conveniente tratar en primer lugar con los cuerpos que presentan claves directas respecto de una identidad específica, tales como el nombre en la ropa o en documentos. Luego se pueden encarar los registros que no tienen una clave tan específica. Por ejemplo, un cuerpo de sexo masculino puede haber conservado fragmentos de un uniforme de tipo de tripulación pero sin una indicación de rango o jerarquía. Será posible excluir una a una la identidad del cuerpo como de un determinado miembro de la tripulación hasta encontrar suficientes puntos de comparación positiva para una identificación firme.

18.5.25 A medida que continúa el proceso debe prestarse atención a los registros que no presentan claves inmediatas con la identidad pero que sin embargo tienen alguna característica inusual que pueda tomarse como clave en la cual concentrarse; puede tratarse de un tatuaje específico, una amputación antigua, una prótesis dental inusual o quizá registros dentales especiales o distintivos. Muchas exclusiones pueden hacerse bastante rápidamente, pero en ocasiones puede encontrarse un registro que justifique una comparación más cuidadosa de características adicionales antes de poder efectuar una exclusión. A su debido momento, los registros de información se correlacionarán con la descripción de la característica particular y se podrá encontrar una comparación de otros detalles sobre el cuerpo y la persona conocida que confirme la identidad.

18.5.26 Las identificaciones más fáciles deberían hacerse al principio, dejando para más adelante las que puedan ser más difíciles debido a que los cuerpos han revelado menos claves para la identidad. Cuando se alcanza esta etapa posterior y el volumen de los registros se ha reducido, será necesario comparar meticulosamente los registros de cada cuerpo con los registros de cada persona conocida de sexo apropiado, excluyendo la identidad si es posible. Una vez en esta etapa, una evaluación de la información disponible podrá sugerir que un cadáver podría ser de uno de dos o más pasajeros y será posible diferenciarlo solamente si se obtiene información adicional de los familiares de las personas específicas de que, se supone, se trata.

Histología (análisis microscópico)

18.5.27 Hay muchas razones para realizar exámenes histológicos en tejidos de víctimas de accidentes aéreos, incluyendo la detección de patologías que:

a) indican la presencia de enfermedades causales o contribuyentes en la tripulación de vuelo;

b) hayan influido en la supervivencia o en salir de la aeronave;

c) proporcionen posibles indicaciones de uso de drogas mediante reacciones de tejidos fijos;

d) corroboren la evidencia de graves cambios en los tejidos como putrefacción y fermentación con crecimiento bacterial que producen (o reducen) concentraciones de etanol; y

e) proporcionen una indicación de prevalencia de una enfermedad con fines de investigación en medicina aeronáutica.

18.5.28 Debería subrayarse la importancia de obtener muestras bien etiquetadas de los principales sistemas orgánicos y especímenes bien documentados de lesiones específicas o áreas de cambios en los tejidos. Las descripciones precisas son extremadamente importantes. Todos los especímenes deberían conservarse inmediatamente en un contenedor con una solución de formalina al 10%.

18.5.29 Aunque el examen exhaustivo del amplio campo de la histología se encuentre más allá del alcance de esta sección, debe subrayarse la necesidad de tomar muestras de partes u órganos específicos. Deberían examinarse las arterias del corazón y el propio músculo cardiaco. Deberían seccionarse en serie los vasos cardíacos principales para detectar la presencia de enfermedades oclusivas. Análogamente, la detección de miopatía cardíaca requiere múltiples secciones del corazón. El examen histológico del hígado puede revelar varias condiciones que van desde el hígado graso a la cirrosis. Los cambios microscópicos en este órgano podrían proporcionar la única indicación de abuso de etanol o uso de drogas. La embolización pulmonar puede proporcionar información fundamental respecto de la supervivencia y del momento del fallecimiento. La presencia de hollín en las vías respiratorias y en los alvéolos pulmonares indicará la supervivencia en condiciones de incendio posterior al impacto.

18.5.30 Además de tomar especímenes de todos los órganos principales, deberían tomarse automáticamente muestras de toda anormalidad sospechosa, incluyendo el crecimiento tumoral.

Toxicología (estudio de los venenos)

18.5.31 La adecuada investigación toxicológica de especímenes de tejidos y fluidos de víctimas de accidentes de aviación exige un cuidadoso examen para determinar la presencia de medicamentos bajo receta y de venta libre así como de drogas ilícitas, sustancias de uso y abuso social, contaminantes ambientales y toxinas así como la detección y discriminación de cambios en los tejidos como la producción de etanol debida a fermentación posterior al impacto. La gama de ensayos será idealmente amplia y la sensibilidad tendrá nivel terapéutico y subterapéutico. Dado que en muchos casos los traumas físicos so graves, el examen toxicológico puede proporcionar la única prueba de existencia de enfermedades que pudieran producir incapacitación lenta o súbita como la hipertensión, la epilepsia, etc.

18.5.32 De ser posible, los exámenes deberían llevarse a cabo en un laboratorio de referencia central que habrá elaborado métodos específicos para servicios relacionados con accidentes aéreos a diferencia de ensayos forenses generales.

18.5.33 Se requieren varios tejidos y fluidos para la realización satisfactoria de ensayos. Debido a las elevadas fuerzas de impacto a menudo involucradas, pueden no disponerse de fluidos, pero adecuadas cantidades de sangre de tres lugares separados, orina estéril de una vejiga no perforada, bilis (de la vesícula biliar) y humo vítreo (del ojo) son extremadamente útiles para el toxicólogo. Los ensayos realizados comúnmente en fluidos normalmente disponibles son los siguientes.

Sangre

18.5.34 Análisis cualitativo y cuantitativo para:

a) etanol;

b) otros alcoholes, disolventes, combustibles, fluidos hidráulicos, etc.;

c) monóxido de carbono;

d) ácido cianhídrico;

e) delta-9-THC y metabolitos ("marihuana");

f) cromatografía de gases acoplada a espectrometría de masas (GC MS), exploración y cuantificación de medicamentos y drogas y sus metabolitos;

g) exploración y cuantificación por GC MS de pesticidas, herbicidas;

h) cromatografía líquida de alta eficacia (HPLC), exploración y cuantificación de medicamentos y drogas;

i) análisis radioimmunoensayo (RIA) cuando se indique; y

j) análisis por immunoensayo enzimático (EMIT) de medicamentos.

Orina

18.5.35 Análisis cualitativo y cuantitativo para:

a) etanol;

b) otros alcoholes y disolventes;

c) exploración GC MS de medicamentos, drogas y sus metabolitos;

d) exploración GC MS de pesticidas, herbicidas, etc.;

e) exploración HPLC de medicamentos y drogas;

f) exploración RIA de digoxina, varios antibióticos, metabolitos THC, anfetaminas, barbitúricos, morfinas y cocaína; y

g) exploración EMIT de drogas ilícitas.

18.5.36 En lo posible, los especímenes no deberían estar contaminados y deberían conservarse como se indicó. La prevención de crecimiento de bacterias y hongos es especialmente importante en el examen para determinar la presencia de etanol. El fundamento de los ensayos toxicológicos no debería exigir mucha elaboración. No obstante, se subrayarán algunos puntos pertinentes.

18.5.37 La detección de algunos tipos de medicamentos como tranquilizantes y compuestos ilícitos puede indicar la necesidad de investigar el estado sicológico de la víctima. Disminuciones del sistema sicomotor, de la percepción o del buen juicio pueden ser resultado de la ingestión de drogas o de la exposición accidental a varias toxinas ambientales. Deberían obtenerse muestras de todas las víctimas del accidente, de ser posible. Los especímenes obtenidos de los pasajeros pueden funcionar como controles para las muestras obtenidas de la tripulación de vuelo y proporcionar valiosa evidencia en cuanto a, por ejemplo, la presencia de fermentación producto de etanol.

18.5.38 Los patrones del incendio pueden establecerse mediante la detección de los patrones de distribución en los niveles de ácido cianhídrico o monóxido de carbono en los auxiliares de cabina y los pasajeros. La presencia de monóxido de carbono en la tripulación de vuelo puede sugerir un problema de contaminación causal debido posiblemente a defectos en los intercambiadores de calor.

18.5.39 Las víctimas de accidentes en actividades de fumigación de cultivos deberían inspeccionarse para determinar la presencia de pesticidas o herbicidas y la inhibición de colireno esterasa. Debería advertirse a los investigadores de accidentes sobre los peligros de contaminación en la investigación de accidentes agrícolas y disponer de vestimentas y equipo de protección personal adecuados. También ellos deberían examinarse si experimentan síntomas.

18.6 EVIDENCIAS QUE HAN DE OBTENERSE EN EL EXAMEN PATOLÓGICO

Detección de enfermedades o disminución del desempeño de la tripulación de vuelo

18.6.1 A medida que avanza el examen conjunto de un cadáver, la identidad de ese cuerpo puede hacerse rápidamente evidente y puede apreciarse que se trata seguramente, o casi seguramente, de un miembro de la tripulación de vuelo. De ser así, el examen del patólogo debería ser especialmente detallado desde el punto de vista de la detección de enfermedades o disminución del rendimiento. Si el tripulante no ha sido identificado todavía, y no puede excluirse la posibilidad de que un determinado cadáver no identificado puede ser de un miembro de la tripulación, el examen de ese cuerpo debe ser tan completo como si se supiera que correspondía al piloto.

18.6.2 En este caso, el patólogo debería realizar una búsqueda especialmente cuidadosa de pruebas de enfermedades preexistentes que podrían haber causado un colapso o muerte súbitos o que podrían haber disminuido la eficacia en términos generales y también buscar evidencias de disminución de funciones debida al alcohol, drogas o contaminantes ambientales como el monóxido de carbono.

18.6.3 A estos efectos, la autopsia debe incluir la toma de muestras de todos los órganos principales para examen microscópico y de sangre, orina y tejidos seleccionados para examen químico. En general será posible que el patólogo obtenga suministros de la solución fijadora necesaria para la conservación del tejido con fines de investigación microscópica (formaldehido al 10%); no obstante, pueden encontrarse problemas en cuanto a contenedores adecuados y al almacenamiento de muestras para examen químico. Estas muestras no pueden conservarse con soluciones fijadoras y deben congelarse; no todos los Estados cuentan con laboratorios con instalaciones para los análisis de alto nivel que puedan requerirse. Puede considerarse aconsejable, por lo tanto, sujeto a acuerdos de las autoridades locales o nacionales y a la coordinación a través del investigador encargado, que dichos especímenes se envíen a uno de los laboratorios especializados disponibles para este tipo de trabajo en determinados Estados.

18.6.4 Es importante que el investigador tome conocimiento de que, al igual que en otras áreas de la investigación de accidentes, las evidencias de que una anormalidad médica estaba presente en un piloto está muy lejos de demostrar que dicha anormalidad estuvo directamente relacionada con el accidente. Puede mostrarse que un piloto presentaba una enfermedad que podría haber provocado colapso o muerte súbitos. Es raramente posible encontrar evidencia médica que demuestre inequívocamente que la enfermedad realmente provocó el colapso o la muerte; que haya sido así corresponde a una conclusión que normalmente puede alcanzarse solo después de correlacionar todas las pruebas obtenidas por todos los grupos investigadores especializados, y no solamente las del Grupo de Factores humanos.

Examen de pasajeros y auxiliares de a bordo

18.6.5 El volumen de trabajo involucrado en un accidente con un gran número de víctimas fatales impone que las autopsias y la toma de muestras de órganos y tejidos de cuerpos que se sabe corresponden a pasajeros sean menos extensos que los de la tripulación del puesto de pilotaje. No obstante, hay ciertos puntos que no deberían ignorarse en el examen de cualquier cuerpo.

18.6.6 Se requiere un examen suficientemente detallado y toma de muestras de estos cadáveres para proporcionar, además de la causa precisa del fallecimiento:

a) una estimación de la fuerzas de desaceleración, obtenida del estado del corazón, la aorta, el diafragma, el hígado y el bazo, conjuntamente con la presencia de fracturas en el esternón, la columna vertebral y la pelvis;

b) una evaluación de toda evidencia de heridas producidas por el cinturón de seguridad y el correspondiente daño craneofacial;

c) evidencias de supervivencia en condiciones de incendio indicadas por la presencia de elevados niveles de carboxihemoglobina en la sangre o en los tejidos;

d) presencia de cambios microscópicos en los pulmones correspondientes a heridas previas a la muerte, a la vida durante el incendio y posiblemente a cuestiones médico-jurídicas como el carácter de la supervivencia, que puedan surgir posteriormente; y

e) por razones médico-jurídicas también debe tomarse nota de la presencia de toda enfermedad previamente existente si se quieren atender con equidad posteriores reclamos de compensación.

18.6.7 El examen de los cuerpos de los pasajeros puede establecer un patrón de lesiones. Dicho patrón puede ser uniforme o discordante. Un patrón uniforme indica que todos los pasajeros que estuvieron sometidos a más o menos el mismo tipo y grado de fuerza. Un ejemplo típico es la combinación de daños craneofaciales, heridas producidas por el cinturón de seguridad y aplastamiento de las partes inferiores de las piernas relacionados con la clásica situación de impacto de los pasajeros sujetos mediante cinturones. Mucha información adicional puede obtenerse comparando los patrones de lesiones de los pasajeros con los de la tripulación de cabina, p. ej., si los auxiliares de cabina estaban preparados para una emergencia o si estaban realizando sus funciones normales.

18.6.8 En el patrón discordante, un grupo de pasajeros puede mostrar lesiones distintivas respecto del resto. Esto podría indicar la ocurrencia de algún accidente inusual y la interpretación de las conclusiones depende en gran medida de la identificación precisa y ubicación en la aeronave con arreglo al plan de asientos de los pasajeros. Siempre debe recordarse la posibilidad de que un solo cuerpo muestre una desviación con respecto a la norma dado que puede ser solo por este medio que se revele un caso de sabotaje o interferencia ilícita en el funcionamiento de la aeronave.

Correlación con el examen de los restos de la aeronave

Puesto de pilotaje

18.6.9 La correlación entre el grado de los daños al puesto de pilotaje y el grado de las lesiones sufridas por el piloto es fundamental. Hallazgos anómalos pueden indicar causas del accidente del tipo falla del piloto automático o de intento de interferencia en la operación normal de la aeronave. Las lesiones deberían relacionarse con elementos específicos del equipo del puesto de pilotaje. A estos efectos, debería realizarse una búsqueda de la presencia de sangre y otros tejidos en los asientos, instrumentos y columnas de mando. En ciertas circunstancias, puede ser necesario identificar dicha evidencia como relacionada con determinados miembros de la tripulación de vuelo o, posiblemente, indicar que los tejidos no son humanos, por ejemplo, evidencia de un choque con aves. Los daños experimentados y la situación general de los asientos de la tripulación de vuelo y de los arneses de seguridad deberían registrarse como pertinentes a la reconstrucción de los sucesos en el puesto de pilotaje en el momento del accidente, inmediatamente después, y a las posibilidades de supervivencia y escape.

Compartimento de pasajeros

18.6.10 Debería llevarse a cabo un examen detallado y una descripción de todos los asientos, sus fijaciones, cinturones de seguridad y otro equipo de seguridad y estructuras conexas. Esto constituye un requisito previo para un estudio de supervivencia. El desplazamiento de sujeciones y evidencias físicas obtenidas en los propios cinturones pueden proporcionar indicios de las fuerzas involucradas. El tamaño de los cinturones ajustados pero desgarrados siempre debería medirse. Puede ser posible deducir el tamaño del ocupante del asiento a partir de dicha medición, aunque debería tenerse en cuenta que los ajustes de los cinturones de seguridad pueden variar considerablemente. De mayor importancia es que el ajuste general de los cinturones debería permitir al investigador distinguir entre una cabina que ha sido preparada para un aterrizaje de emergencia y una en la cual los pasajeros han estado sentados con los cinturones no muy ajustados como es habitual. Las conclusiones de esta naturaleza deben por cierto correlacionarse con los planes de asientos de los pasajeros cuando se disponga de los mismos y con los resultados de las autopsias. Cuando no se disponga de planes de asientos y cuando las autoridades locales o nacionales han extraído los cuerpos pero no han registrado su ubicación, a menudo pueden obtenerse indicios en cuanto a la ubicación de los pasajeros; por ejemplo, un libro o un bolso de mano encontrado en el compartimiento del respaldo de un asiento puede sugerir una probable ubicación de su propietario. Fragmentos de telas, fundidos a la estructura de la aeronave, comparados con vestimentas extraídas de los cuerpos pueden bien permitir la deducción de la ubicación de los cuerpos, al menos de donde los cuerpos se encontraron finalmente, si no la de sus asientos respectivos.

Carácter y causas de lesiones y momento de ocurrencia

18.6.11 Esto se refiere en particular a una única lesión mortal importante sufrida por una víctima o a heridas posiblemente incapacitantes que habrían impedido que una persona consciente y físicamente apta efectuara su propio escape. Se requiere una evaluación del carácter y las causas de las heridas para considerar la evaluación de las características de seguridad dentro de la aeronave y mejorarlas. Entre los ejemplos figuran las heridas penetrantes en la cabeza o las fracturas por aplastamiento de las partes inferiores de las piernas, ambas indicativas de un diseño insatisfactorio del respaldo de los asientos en relación con los situados inmediatamente detrás.

18.6.12 Las causas de tipos inusuales de lesiones deben examinarse completamente. En más de una ocasión se llegó a la conclusión de que el piloto estaba realmente en control (piloto a los mandos) de la aeronave cuando esta se estrelló, sobre la base del carácter de las lesiones en las manos y muñecas o pies y tobillos determinado tanto por examen ocular en la autopsia como por radiografías.

18.6.13 No deben descartarse el sabotaje y las posibles lesiones por una detonación o esquirlas de artefactos explosivos. El patólogo debería conservar los tejidos alrededor de dichas heridas sospechosas para análisis en laboratorio en busca de la evidencia apropiada. Las heridas provocadas se reflejarán en daños a la vestimenta; por ello, se hace particular hincapié en los peligros de la remoción prematura de la ropa solo con fines de identificación.

18.6.14 Las radiografías son especialmente importantes en caso de sospecha de sabotaje y cualquier sugerencia de actividades dolosas deberían indicar la necesidad de un uso extenso de exámenes radiológicos. Esto constituye un buen ejemplo de la importancia de aplicar técnicas especiales en los diversos aspectos de la investigación. Cuantas más radiografías puedan utilizarse, menor será el tiempo necesario en la mesa de la autopsia para evaluar heridas del esqueleto, porque las películas radiológicas proporcionarán un registro permanente de las mismas. Las radiografías pueden revelar objetos extraños o anormalidades del esqueleto que tienen valor en el proceso de identificación.

Determinación de la causa de fallecimiento de cada persona

18.6.15 Muchos de los cadáveres extraídos de un accidente de aviación presentarán graves daños por fuerzas excesivas y quemaduras. Resulta una tentación para quienes no conocen el valor de la contribución patológica a la investigación de accidentes de aviación atribuir la muerte a las quemaduras o a múltiples heridas sobre la base de un examen postmortem externo superficial. Una conflagración produce tantos factores adicionales que un análisis de ese tipo representa poco más que una adivinanza; además, un examen superficial no distingue entre heridas previas y posteriores al fallecimiento. Es importante determinar, si es posible, la causa precisa de fallecimiento en cada caso en relación con los aspectos técnicos de la investigación del accidente y los posteriores problemas médicos-jurídicos. He aquí algunos ejemplos para ilustrar el carácter fundamental de la realización de una autopsia interna completa:

a) En caso de muerte de un piloto debida a enfermedad cardiaca mientras se encontraba al mando, un accidente resultante puede provocar múltiples heridas que, en ausencia de exámenes internos, pueden aceptarse como causas del fallecimiento. Obviamente, en este caso la evidencia importante para la investigación técnica del accidente pasaría inadvertida.

b) Si un pasajero sufrió una grave herida en la cabeza de carácter mortal, pueden extraerse importantes conclusiones en cuanto al carácter de supervivencia de su entorno. Sí, no obstante, el examen interno indicó que en realidad la muerte se debió a quemaduras, la herida en la cabeza puede atribuirse a los efectos del calor y la interpretación será bastante diferente.

c) Puede parecer que los dos integrantes de un matrimonio hayan sufrido múltiples heridas e incineración, pero si uno ha muerto realmente por asfixia y el otro por las heridas podría decirse que el primero sobrevivió al segundo, con consecuencias médico-legales de largo alcance. De gran importancia para la investigación técnica del accidente sería la evidencia de que uno pueda haber sobrevivido al impacto, y por consiguiente la investigación continuaría en los aspectos ergonómicos y de supervivencia.

18.7 ENTREGA DE RESTOS HUMANOS Y EFECTOS PERSONALES

18.7.1 Aunque es preferible conservar todos los cuerpos hasta que hayan sido identificados o hasta que no sea posible continuar las identificaciones, los cuerpos deberían entregarse a las autoridades locales o nacionales tan pronto como sea posible a condición de que:

a) se haya obtenido del cadáver toda la información pertinente a la investigación; y

b) no existan posibles dudas en cuanto a la identidad de un cuerpo.

18.7.2 Después de haberse establecido la identidad de todos los cuerpos y de que no haya más necesidad de conservar cuerpos desde el punto de vista de la investigación del accidente, es normalmente responsabilidad de las autoridades locales o nacionales entregarlos a sus familias con un adecuado aviso de identificación y de certificado de defunción. (Cuando se requiera repatriación, quizás haya que obtener permisos y certificados adicionales para el transporte de los cuerpos o restos a otras localidades, distritos o Estados).

18.8 SOBREVIVIENTES DEL ACCIDENTE

18.8.1 En general, esto constituye un asunto más directo que en el caso de que todos los ocupantes de la aeronave hubieran fallecido dado que involucra en gran medida el examen de personas vivas y que probablemente cooperen con la investigación. Esencialmente, el Grupo de Factores humanos estará buscando el mismo tipo de evidencias que la obtenida del examen patológico de los fallecidos (véanse los párrafos 18.6.1 a 18.6.4).

18.8.2 Debería realizarse un examen médico, de preferencia por un especialista en medicina aeronáutica o examinador médico calificado designado, de todos los miembros de la tripulación de vuelo sobrevivientes para determinar si algún factor físico, fisiológico o sicológico en la tripulación había influido en las circunstancias del accidente. Puede ser conveniente tomar muestras de sangre y orina tanto para determinar la presencia de sustancias terapéuticas como para ayudar a determinar si puede haber estado presente algún estado anormal como la hipoglicemia. No obstante, antes de tomar esas muestras, el investigador debería asegurarse de que no hay contraindicaciones jurídicas locales; además, el investigador debería contar con el consentimiento de la persona en cuestión y estar bien asesorado para explicar la finalidad de los ensayos antes de emprenderlos.

18.8.3 Debería entrevistarse a la tripulación, pero esta actividad debería coordinarse a través del investigador encargado para asegurar que no hay duplicación indebida motivada por las necesidades de los diversos grupos.

18.8.4 Debería establecerse un registro detallado de las lesiones sufridas por todos los ocupantes con una evaluación de sus respectivas causas; las conclusiones deben relacionarse con las posiciones de sus asientos o ubicación en la aeronave y entorno adyacente para poder considerar medidas preventivas como un nuevo diseño de los mismos.

18.8.5 Si la aeronave ha sido evacuada en presencia de fuego o peligro similar (p. ej., hundimiento en el caso de un amaraje forzoso) un relato completo del escape de cada persona constituirá una contribución valiosa a la evaluación de factores que influyen en el éxito o en el fracaso.

18.8.6 Dado que el objetivo final de una investigación de accidentes es la prevención, también debería prestarse atención a los efectos sicológicos del accidente en la tripulación de vuelo antes de que se les permita volver a ejercer sus funciones.

18.9 OTROS ASPECTOS DE LA INVESTIGACIÓN PATOLÓGICA

Historias clínicas y personales de la tripulación de vuelo — Salud mental y física básicas

18.9.1 Las historias clínicas de los miembros de la tripulación de vuelo deben estudiarse para determinar si se sabía de alguna condición existente que pudiera haber impedido la realización satisfactoria de la tarea exigida en las circunstancias prevalecientes. Debería prestarse particular atención a toda condición que probablemente haya conducido a incapacitación en vuelo o a deterioro en la aptitud física y en la actuación. Las posibles causas de incapacitación o disminución de la eficacia de actuación engloban, teóricamente, la gama de enfermedades humanas pero, con la adecuada supervisión médica de las tripulaciones, es improbable que existan grandes anormalidades.

18.9.2 Toda información obtenida de las historias clínicas debe correlacionarse con las conclusiones de orden patológico. Muchas anormalidades funcionales no son demostrables en una autopsia, siendo el ejemplo principal la epilepsia. También debería observarse la agudeza visual y auditiva de la tripulación pero, una vez más, serán fundamentalmente las conclusiones patológicas negativas en un accidente con presunta causa de factores humanos las que concentrarán la atención en estos sistemas.

18.9.3 En ciertas circunstancias, deberían investigarse los antecedentes de la tripulación de vuelo comprendida la consideración de la motivación por volar, inteligencia general, estabilidad emocional, carácter y comportamiento. No obstante, una vez más las anormalidades bien documentadas en estos campos son escasamente compatibles con los modernos métodos de selección de tripulaciones y bien puede suceder que la información obtenida de amigos, familiares, conocidos, supervisores, instructores, médicos personales y otros observadores en cuanto a las actividades y actitudes recientes de los tripulantes y sus hábitos personales y de vuelo a largo plazo, salud general y comportamiento ordinario pueda constituir información de mayor valor.

18.9.4 El reconocimiento y la investigación de los elementos sicofisiológicos subyacentes en muchas causas de accidentes no siempre han recibido el grado de atención adecuado. Los elementos humanos de percepción, buen juicio, decisión, moral, motivación, envejecimiento, fatiga e incapacitación son con frecuencia relativamente intangibles, aunque constituyan variables altamente pertinentes. Aun cuando se detecten, son difíciles de medir y documentar y debería subrayarse que una posible asociación entre anormalidades de ese tipo descubiertas y la causa del accidente puede rara vez o nunca ser mejor que una simple conjetura. A pesar de estas dificultades, debe hacerse todo lo posible por investigar y notificar tales factores humanos tan completamente como sea posible.

Problemas del vuelo en cuestión

18.9.5 Muchos asuntos que no son de carácter médico pueden resultar pertinentes para el Grupo de Factores humanos y es en este aspecto que resulta fundamental establecer una estrecha relación con el Grupo de Operaciones. Algunos de los problemas generales de este tipo son:

a) el plan de vuelo — con particular referencia a las instrucciones expedidas y a las desviaciones con respecto a esas instrucciones;

b) el equipo de vuelo — abarca desde elementos como el tipo de aeronave, a la disposición del puesto de pilotaje, mecanismos de presurización de la cabina, ventilación y control de temperatura;

c) las ayudas para la navegación — particularmente cuando se utilizaron en su máximo grado;

d) el entorno de vuelo y la fase de vuelo — que debería comprender la consideración de la posible presencia de emanaciones de los fluidos de motor y el combustible y también de sustancias tóxicas en la carga; y

e) evaluación de la carga de trabajo de la tripulación en el momento del accidente.

18.9.6 La importancia de esta información para el Grupo de Factores humanos es que fundamentalmente constituye una guía hacia áreas de investigación significativas por cuenta propia. Por ejemplo, una desviación con respecto a la trayectoria de vuelo puede indicar la necesidad de examinar una posible intoxicación por monóxido de carbono; un sistema de presurización sospechoso podría indicar la necesidad de confirmar o excluir la hipoxia como causa del accidente. La determinación de posibles causas tóxicas simplificará y orientará la labor del toxicólogo aeronáutico. Esta es la clase de asuntos que subraya la necesidad de reuniones frecuentes de los jefes de los grupos de investigación y la necesidad de un adecuado intercambio de información en dichas reuniones.

18.9.7 Ciertos problemas especiales de un vuelo determinado se refieren en particular a aspectos de posible disminución de la capacidad física y actuación de los tripulantes que no pueden demostrarse en las autopsias. Los errores y la deficiencia en la actuación pueden ocurrir si las operaciones se ejecutan según lo previsto, si se desarrollan condiciones inesperadas o si surgen situaciones de emergencia. La causa de estos errores y disminuciones de la actuación pueden encontrarse en:

a) *Errores de percepción.* Pueden relacionarse con estímulos auditivos, visuales, táctiles o de posición.

b) *Errores de juicio e interpretación.* La mala evaluación de distancias, la interpretación errónea de los instrumentos, la confusión de instrucciones, ilusiones sensoriales, desorientación, lapsos de memoria, etc., corresponden a esta categoría; y

c) *Errores de reacción.* Se relacionan en particular con la percepción del tiempo y la coordinación de la actuación neuromuscular y las técnicas relacionadas con el movimiento de los mandos.

18.9.8 Las causas contribuyentes de errores y deficiencias de actuación pueden encontrarse en aspectos como:

a) actitud y motivación;

b) efectos emocionales; y

c) perseverancia.

18.9.9 Todos estos factores pueden verse exagerados probablemente por la fatiga que es un factor ubicuo pero elusivo en las operaciones aeronáuticas. Es en la evaluación de estos factores potenciadores que el Grupo de Factores humanos puede resultar de invalorable ayuda al investigador encargado.

18.9.10 El Grupo de Factores humanos debe distinguir cuidadosamente entre hipótesis y evidencia genuina; siempre que sea posible, debe determinarse la evidencia basada en hechos antes de que se pueda adscribir un accidente a un factor sicofisiológico. Por ejemplo, puede sugerirse que el piloto estaba particularmente irritable en el momento del vuelo, pero una escucha de los registros de sus transmisiones durante el vuelo puede proporcionar mucho mejores pruebas en cuanto a si esta condición se daba en efecto en el momento del accidente.

18.10 RESUMEN

18.10.1 La composición del Grupo de Factores humanos debe elegirse sobre la base del tipo de accidente y de la evidencia que probablemente se obtenga de fuentes humanas. Los especialistas en medicina aeronáutica serán de máxima importancia cuando haya muchos sobrevivientes, pero la asistencia patológica será necesaria siempre que haya víctimas.

18.10.2 Particularmente en el caso de un accidente enteramente mortal, la evidencia patológica resulta una parte fundamental de la investigación técnica y el investigador encargado debe asegurar que no se sacrifica información investigativa importante para satisfacer intenciones sociológicas y jurídicas en cuanto a una rápida investigación y disposición de los cuerpos. A estos efectos, el investigador encargado debería, en lo posible, obtener los servicios de un patólogo familiarizado con la investigación de accidentes de aviación y que sea capaz de coordinar las dos funciones interdependientes de investigación e identificación.

18.10.3 El objetivo principal del patólogo debería ser obtener pruebas en cuanto a la causa, secuencia y consecuencias del accidente mediante el examen de la tripulación de vuelo, los auxiliares de a bordo y los pasajeros. Coincidiendo con esta investigación, surgirán automáticamente evidencias en cuanto a la identificación y de importancia médico-jurídica, en particular si cada examen es mejorado por las actividades coordinadas del patólogo, policía, odontólogos, radiólogos, etc.

18.10.4 El examen patológico se verá muy ayudado por una planificación previa adecuada, en particular con respecto a la recuperación de restos humanos y la provisión de refrigeración para cuerpos enteros. En el caso de que no existan planes, el investigador encargado debe asegurar la disponibilidad de instalaciones para que el patólogo pueda llevar a cabo las siguientes actividades mínimas basadas en necesidades investigativas, médico-forenses y sociológicas:

a) identificación y examen completo de la tripulación de vuelo en el puesto de pilotaje;

b) examen externo completo de todas las víctimas fatales;

c) identificación de los tripulantes de cabina y comparación con los pasajeros;

d) autopsia interna mínima de todas las víctimas fatales incluyendo:

1) establecimiento de la causa del fallecimiento;

2) descubrimiento de enfermedades importantes que probablemente hayan influido en la expectativa de vida; y

3) evaluación de las lesiones provocadas por la desaceleración a:

i) sistema cardiovascular, hígado y diafragma; y

ii) cabeza, esternón, columna vertebral y pelvis;

e) selección de especímenes de sangre de todas las víctimas para estudios de carboxihemoglobina; y

f) recolección de especímenes de pulmones de todas las víctimas para estimar el modo de fallecimiento.

18.10.5 Un patólogo experimentado interpretará las conclusiones con cautela. Por su parte, el jefe del Grupo de factores humanos y el investigador encargado deberán asegurar que las conclusiones de orden patológico se toman como parte de la investigación en su totalidad y se correlacionan plenamente con la evidencia obtenida dentro del grupo y por otros grupos. La experiencia ha demostrado que esto se facilita, y se obtienen ventajas máximas, si el patólogo está presente en las sesiones periódicas de información del investigador encargado.

———————

Capítulo 19

INVESTIGACIÓN DE SABOTAJE CON EXPLOSIVOS

19.1 GENERALIDADES

19.1.1 Según las estadísticas de la OACI, entre 1970 y 2007, 23 aeronaves fueron destruidas en vuelo por actos de sabotaje. Esto comprende aeronaves destruidas por la detonación de un artefacto explosivo dentro de la aeronave. Esta cifra no incluye incidentes conocidos de apoderamiento ilícito o el derribo de aeronaves en actividades militares o paramilitares. Tampoco comprende casos no confirmados de aeronaves desaparecidas en circunstancias sospechosas.

19.1.2 Científicos colaboraron con las autoridades de investigación aeronáuticas para determinar si la detonación de una carga explosiva estuvo involucrada en una aeronave que se había estrellado en circunstancias misteriosas. Se han acumulado considerable experiencia y conocimientos técnicos sobre el método de búsqueda de restos de aeronaves y las evidencias científicas obtenidas con ayuda de diversas técnicas analíticas. A continuación se presenta un examen de las principales técnicas aplicadas. En particular, se presenta evidencia obtenida por análisis metalográfico y microscopía electrónica de barrido sobre varias características relacionadas con daños producidos por explosivos. Aunque solo se describen brevemente, estas características se analizan con respecto a la solidez de la evidencia física. La evidencia forense se describe en relación con los diversos materiales no metálicos que probablemente se encuentren y con los métodos de examen físico o químico empleado. Se subraya la cautela con respecto a la interpretación de jirones de tejidos o telas que posiblemente constituyan importantes pruebas de explosiones en aeronaves en vuelo comparadas con otras experiencias de explosión. Se indican los niveles de detección de explosivos para las diversas técnicas cromatográficas disponibles al analista. Se subraya el importante valor probatorio que puede obtenerse de la radiografía de cuerpos y de equipaje en busca de fragmentos de metal insertados. Las detonaciones de un artefacto explosivo dentro de una aeronave son sucesos poco frecuentes. Por consiguiente, quienes investiguen accidentes que posiblemente involucren artefactos de este tipo deberían contar con conocimientos vigentes y la colaboración de expertos en explosivos de la policía o del sector militar.

19.2 EVIDENCIA FÍSICA PARA EL INVESTIGADOR

Evidencia material en el lugar

19.2.1 La investigación técnica por especialistas en el lugar del accidente es de fundamental importancia. Es en esta circunstancias que el conocimiento y la experiencia del investigador resultan invalorables, en particular si se sospecha que ha habido sabotaje con explosivos, dado que en esta etapa la evidencia material máxima debe aislarse y conservarse para subsiguientes exámenes en laboratorio.

19.2.2 Cuando se enfrenta con más de 50 toneladas de restos desintegrados y posiblemente quemados, probablemente esparcidos sobre muchos kilómetros de campo desolado, o recuperados poco a poco como pequeñas cantidades de restos flotantes y pecios, la evidencia no será nada clara para el investigador durante las primeras etapas de la investigación en cuanto a la causa probable del accidente. El investigador debe avanzar cuidadosamente, con criterio muy abierto, antes de llegar a la conclusión de que los informes de haber oído o presenciado una “explosión” no tienen relación alguna con un mal funcionamiento importante de los sistemas de la aeronave o sus grupos motopropulsores. Por ejemplo, la desintegración de un disco de turbina de alta velocidad puede producir un fuerte ruido similar a una explosión.

19.2.3 Piezas metálicas de tipo esquirlas pueden a veces penetrar las alas o el fuselaje, causando posiblemente un incendio cuyo resultado total podría sugerir que ha ocurrido una explosión. Para el ojo experimentado, un examen detallado indicará considerables diferencias entre este tipo de daño y el producido por la detonación de la sustancia explosiva (véase la Figura III-19-1).

19.2.4 La rotura estructural de una aeronave en vuelo a alta velocidad provocada por tensiones o fatiga en el material será comúnmente notificada por testigos como una “explosión” y el ruido, humo o vapores de combustible contribuirá a convencerles.

19.2.5 En raras ocasiones un golpe de rayo o relámpago puede crear daños locales similares a los provocados por explosivos, en particular si los circuitos eléctricos estructurales de la aeronave son defectuosos. Normalmente, estos golpes de rayos no provocarán daño extenso o catastrófico pero es posible que ocurra fuego y explosión de baja presión de los tanques de combustible si se está utilizando combustible de bajo punto de ignición con salida de gases cerca de los extremos de ala, un lugar favorito para los golpes de rayos. La evidencia material que apoye una descarga eléctrica, de entrada o salida, sobre la estructura de la aeronave resultará normalmente evidente en las extremidades del aparato.

19.2.6 Si los restos están disponibles para inspección, la evidencia material de que se ha colocado y detonado deliberadamente un artefacto explosivo revelará características o señales distintivas. (Véase la Figura III-19-2).

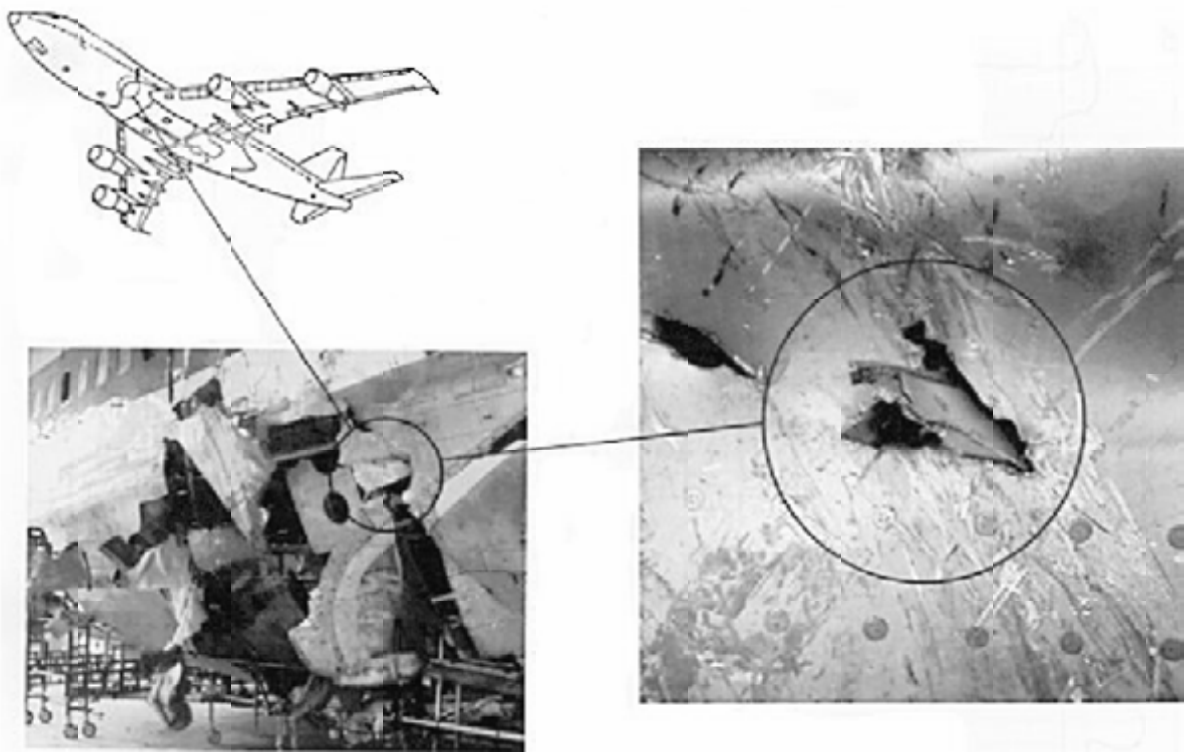


Figura III-19-1. Penetración de fragmentos en el vuelo 103 de Pan Am



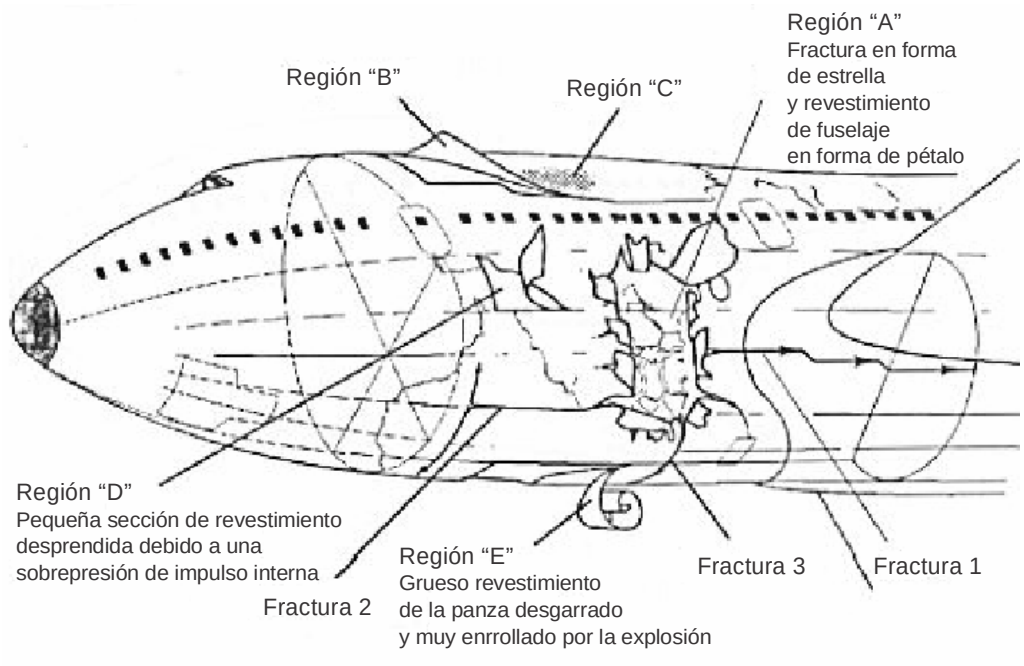


Figura III-19-2. Reconstrucción del fuselaje del vuelo 103 de Pan Am

19.2.7 La detonación de un fuerte explosivo moderno puede crear velocidades de partículas que superen, al menos inicialmente, los 7×10^3 m/s que dan lugar, si son suficientemente grandes, a profundas penetraciones de los componentes estructurales e incluso cuando son muy pequeños pueden penetrar también profundamente materiales blandos como los cojines de asientos y cuerpos humanos. Ninguna falla de ningún sistema o grupo motopropulsor de las aeronaves puede acelerar pequeñas partículas a tales velocidades. Materiales chamuscados, ennegrecidos, con picaduras, es decir pequeños cráteres en las superficies metálicas, o corte de materiales blandos a alta velocidad pueden estar presentes y son indicaciones de circunstancias muy poco comunes.

19.2.8 La propia explosión, que puede ser en un área sin mecanismos en funcionamiento o en el sistema presurizado que podría posiblemente provocar una explosión es obviamente un elemento determinante. La determinación de las trayectorias mediante varillas, hilos o alambre puede a veces ayudar en la ubicación del origen de la detonación. Muy a menudo, mediante una búsqueda sostenida y diligente de pequeños detalles, pueden encontrarse piezas de un detonador o de un dispositivo cronométrico incrustadas en un trozo de estructura, muebles, valija, carga o hasta en un cuerpo. Dicha evidencia, aunque pequeña, resulta fundamental y puede ser concluyente. La inspección de cadáveres, ropas y equipaje es importante y toda característica que sugiera una explosión, como desgarros, calor o fibras plásticas derretidas es importante y debería conservarse para su examen.

19.2.9 Esa evidencia física, cuando se la somete a las técnicas más avanzadas en el laboratorio químico puede proporcionar un indicio del tipo de explosivo utilizado. Todo material, metálico o de otro tipo, que parezca inusual y no identificado con parte alguna de la aeronave debería conservarse para ulterior investigación, puesto que los dispositivos cronométricos son también infinitos en cuanto a diseño y apariencia. Debe ejercerse en todo momento la máxima diligencia para la seguridad de todos los especímenes y muestras.

Registrador de datos de vuelo (FDR)

19.2.10 La mayoría de las aeronaves de transporte público comercial actualmente llevan a bordo registradores de datos de vuelo y registradores de la voz en el puesto de pilotaje. El registrador de datos de vuelo está diseñado e instalado de modo que pueda sobrevivir incluso contra impactos graves, fuego y líquidos.

19.2.11 El FDR revelará en el subsiguiente examen por expertos las circunstancias inmediatamente anteriores al desastre, lo que puede ayudar a eliminar varias causas posibles. No indicará específicamente que haya ocurrido una explosión a bordo de la aeronave. Para que la información almacenada en el FDR tenga valor, el investigador principal del accidente hará que la recuperación del FDR sea uno de los objetivos principales y que los datos en él registrados estén disponibles tan pronto como sea posible.

19.2.12 La reproducción de un registro real de FDR con todas sus lecturas simultáneas no es posible dentro de los confines de una única página por varias razones. No obstante, extractos de los trazados críticos del accidente del Convair 880 de Cathay Pacific Airways ocurrido el 15 de junio de 1972 se reproducen en la Figura III-19-3 para ilustrar las crestas registradas (indicadas con círculo), y que posteriormente se consideraron como indicativas de una detonación a bordo de esta aeronave, correspondientes a los cambios de “g” y “velocidad”. Los trazados correspondientes a rumbo, actitud de cabeceo y altitud también muestran similares cambios súbitos en la actitud.

19.2.13 El cese abrupto del registrador de datos, a veces acompañado por una desviación breve y violenta de las trazas, se debe casi siempre a la interrupción de potencia por ruptura de los cables eléctricos. Dicha ruptura puede ser provocada por una falla estructural de la célula o por la detonación de un artefacto explosivo. Una cresta aguda en la traza de aceleración “g”, sea positiva o negativa respecto de la normal, se ha observado en un momento de interrupción de corriente en ocasiones en que se ha establecido una explosión interna. Esta cresta es muy diferente en cuanto a carácter y oportunidad de la relacionada con la turbulencia en vuelo y se debe probablemente a una muy rápida vibración del transductor “g” que se instala normalmente en la estructura de la célula cerca del centro de gravedad de la aeronave (Figura III-19-3). La posición de esta cresta anormal a lo largo del registro dará la hora precisa del suceso y,

con otros parámetros como la altura, velocidad, rumbo, cabeceo, etc., serán de gran asistencia a los investigadores en el proceso de evaluar otros aspectos. Por razones de seguridad, algunas aeronaves también tienen dispositivos de registro video en la cabina para proporcionar evidencias sobre pasajeros insubordinados. Estos registros también pueden proporcionar pruebas de daño por explosivos o falla de otros sistemas.

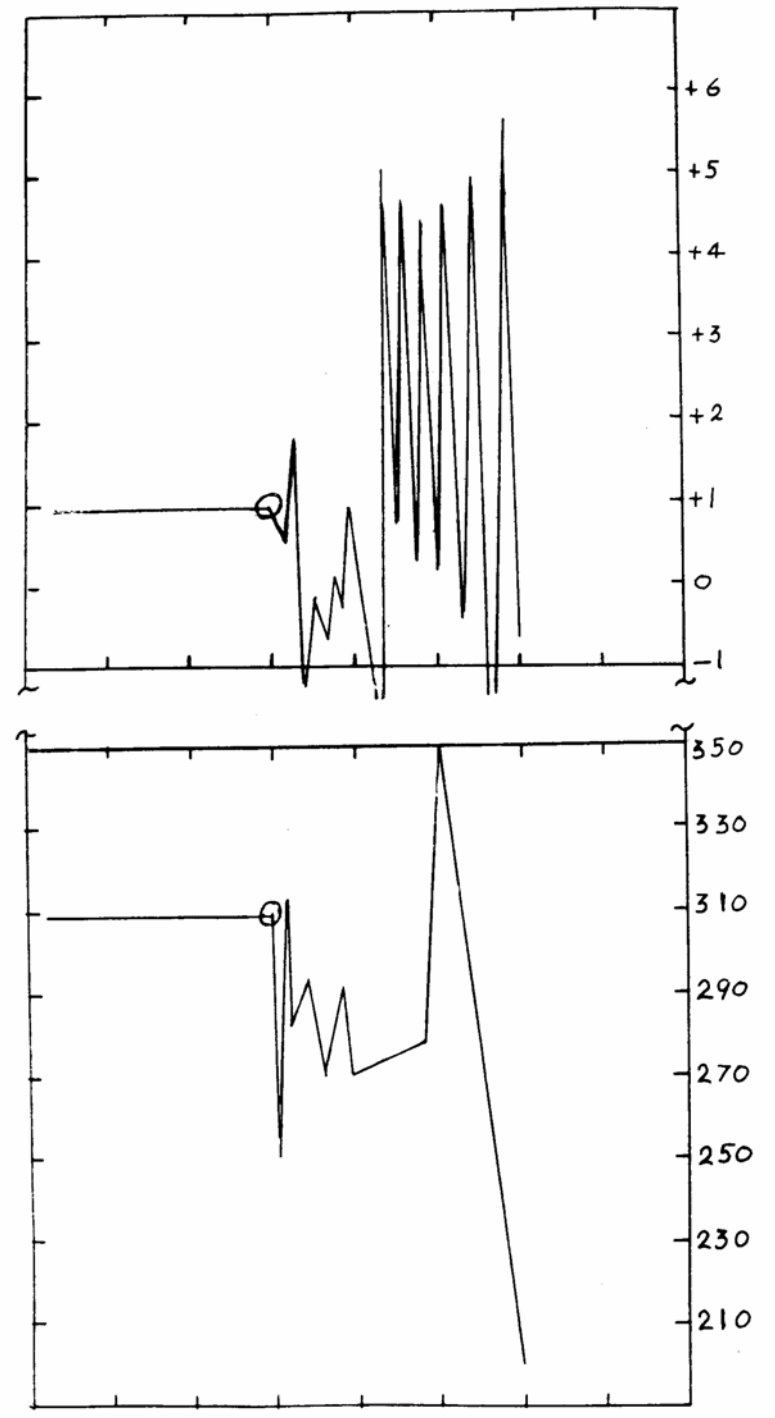


Figura III-19-3. Trazado de velocidad aerodinámica y aceleración de la aeronave Convair 880

Registrador de la voz en el puesto de pilotaje (CVR)

19.2.14 En ocasiones poco frecuentes el CVR que funciona a partir de varios micrófonos en el puesto de pilotaje ha proporcionado indicios sobre los sucesos que ocurrieron inmediatamente antes del incidente, por ejemplo, observaciones de la tripulación o un ruido de milisegundos que sacudió el equipo de grabación como el resultado de la onda de choque de la detonación de un artefacto explosivo. Los micrófonos de área también pueden recoger advertencias sonoras en el puesto de pilotaje como bocinas, campanas, etc., que pueden identificarse como relacionadas con la repentina pérdida de presión en la cabina, fuego en los motores y otras fallas.

19.2.15 El humo y los vapores tóxicos de incendios pueden resultar desastrosos y las voces registradas de la tripulación en tales ocasiones pueden proporcionar importantes claves en cuanto a la causa última de la pérdida de control final. Cuando la investigación preliminar apoya la opinión de que se trató de un sabotaje con explosivos, la tarea de lectura y análisis de los registradores de datos y CVR debe siempre ser emprendida por expertos, de preferencia experimentados en el examen de trazas de registradores de casos de sabotaje con explosivos en aeronaves.

Características de interés en las superficies

19.2.16 Las fracturas de metal provocadas por una explosión son normalmente de carácter diferente a las provocadas por tensiones de material o fuerzas de impacto al estrellarse la aeronave. La fragmentación de metal en partes muy pequeñas y numerosas y la penetración profunda y diminuta de una superficie metálica no son características que normalmente se encuentran en restos de accidentes de aviación. El tamaño y características de estas partículas a menudo acompañadas de bordes enrollados, descascarado de superficies, picaduras o evidencias de calor son muy importantes, mientras que una superficie fracturada puede no presentar por sí misma pruebas concluyentes de una explosión. Todas las partículas sospechosas deberían conservarse e identificarse para posteriores exámenes en laboratorio.

19.2.17 Si una explosión violenta ocurre dentro de una aeronave en vuelo, entonces el modo de rotura de la propia aeronave y su secuencia de falla serán normalmente muy complicados y casi sin lógica desde el punto de vista normal de sobretensiones aerodinámicas. Por supuesto que antes de expresar pensamientos sobre sabotaje con explosivos la estructura de la aeronave y sus motores deben eliminarse como posibles causas de cualquier daño a las partes estructurales y tejidos.

Autopsias y examen radiográfico

19.2.18 Una vez que el investigador ha obtenido evidencia material en apoyo de que ha ocurrido una explosión, debe hacerse inmediatamente todo lo posible para tomar radiografías de tantos muertos y heridos como sea posible para presentarlas a examen patológico limitado a efectos de extraer partículas quemadas. La estrecha colaboración con el equipo médico, de patólogos o forense debe mantenerse desde el comienzo y explicarse la finalidad de este estrecho enlace. Esto a menudo también entraña la cooperación con las autoridades judiciales y policiales. Es muy necesario en esta etapa ejercer diplomacia y discreción. Es conveniente, de ser posible, que el patólogo ayude o esté presente durante los exámenes radiográficos de las víctimas. La fotografía, especialmente en color, es también muy útil para los posteriores estudios detallados.

19.2.19 El examen patológico de los efectos de una explosión sobre los tímpanos, el daño a los pulmones debido a sobrepresión, heridas traumáticas inusuales o grandes que normalmente no están relacionadas con el impacto en un accidente de aviación, el examen de tejido epitelial para determinar penetración de partículas calientes, quemaduras por explosión, “acribillamiento”, etc., pueden resultar de gran importancia.

19.2.20 Toda partícula extraída, por más pequeña que sea, debería conservarse cuidadosamente sin lavar, para futuro examen en laboratorio. Quizás no se aprecia fácilmente que los líquidos utilizados para evitar la descomposición de artículos metálicos extraídos de cadáveres, particularmente el conservante basado en formaldehido, pueden provocar excesiva corrosión superficial durante el almacenamiento y transporte con la consiguiente pérdida de características topográficas posiblemente valiosas. El alcohol quirúrgico sería un medio más aceptable para esos fines. También debe tenerse cuidado de evitar la manipulación indebida de partículas con fórceps y otros materiales duros que podrían también borrar marcas en las superficies.

19.2.21 Puede suceder que durante la autopsia no se produzcan pruebas de explosivos debido a la ubicación del artefacto explosivo y al efecto de blindaje de la estructura de la aeronave. No obstante, la importancia de los rayos X y de la autopsia en las primeras etapas es fundamental cuando se investiga un incidente de presunto sabotaje con explosivos. La evidencia física obtenida de un cadáver, por más pequeña que sea, cuando se somete a análisis metalúrgicos y químicos en laboratorios forenses experimentados puede resultar concluyente.

Identificación de elementos

19.2.22 Cuando se recogen elementos de posible interés científico debe recordarse que elementos similares encontrados muy próximos pero que no muestran esas características deberían incluirse como elementos de control para las comparaciones científicas. Esto se aplica particularmente a tejidos, alambres, artículos de equipaje y ropa. Si es imposible que un científico forense esté disponible en el lugar para ayudar a identificar estos artículos de interés con relación a explosivos, o que tome muestras con solventes de las superficies de interés en busca de trazas de explosivos no descompuestos, el investigador debería incluir los controles de hisopos de algodón, solventes y todos los demás elementos utilizados, debidamente etiquetados y sellados en bolsas de nailon.

19.2.23 Puede suceder que posteriormente se inicien procesos criminales sobre la base de la evidencia científica de existencia de explosivos resultante del examen en laboratorio y que la evidencia de continuidad deba establecerse en un tribunal de justicia. Para evitar dificultades en una etapa posterior, los investigadores deberían ser muy cuidadosos en la preparación de registros de origen, custodia y manipulación de los elementos para examen forense y garantizar que se obtienen la documentación y firmas adecuadas en todas las etapas de la transferencia.

19.3 EVIDENCIA METALÚRGICA

Generalidades

19.3.1 Los explosivos funcionan mediante descomposición química a una velocidad mucho mayor que la velocidad del sonido y se caracterizan por un frente de reacción que impulsa gases a muy elevada temperatura y presión. Este proceso de velocidad extremadamente alta, conocido como detonación, libera grandes cantidades de energía relacionada con el frente de reacción. Una velocidad de detonación típica para explosivos militares de gran poder es de 7×10^3 m/s con una presión de 3×10^5 atmósferas, siendo ambos valores grandes. En comparación, otros procesos rápidos que pueden surgir de accidentes de aeronave, por ejemplo una explosión por combustible/aire, alcanzan sobrepresiones típicas de 2×10^1 atmósferas elevándose excepcionalmente a 2×10^2 atmósferas, o velocidades de impacto en la gama de 50-200 m/s con un probable máximo supersónico de unos 500 m/s. Estos valores también deben compararse con la velocidad periférica máxima del álabe de una turbina, en caso de que se rompa debido a la carga de despegue, de unos 450 m/s para una turbosoplante de baja presión en un Boeing 747. Puede verse entonces que la detonación de explosivos fuertes produce procesos más violentos y rápidos que resultan en varias “firmas” estampadas en los metales que pueden ser identificadas positivamente mediante el examen apropiado.

19.3.2 Cuando ocurre una detonación, pueden observarse una o más de las características siguientes:

a) la creación de fragmentos muy pequeños de la caja de la bomba;

b) la deformación con elevados regímenes de tensión de materiales adyacentes a la fuente de la detonación;

c) la formación de claros efectos de superficie como las picaduras o la erosión por gases; y

d) la formación de patrones de fractura característicos.

Fragmentos

19.3.3 Un artefacto explosivo no tiene por qué estar dentro de un contenedor metálico rígido para que sea eficaz pero, si esto sucede, los gases calientes en expansión rompen el recipiente proyectando los fragmentos hacia afuera como si se tratara de una fuente puntual. En general, cuanto mayor es la velocidad de detonación más pequeños serán los fragmentos formados. Estos fragmentos sufrirán muy poca distorsión si se desaceleran en forma relativamente lenta, por ejemplo, al penetrar cojines blandos, cuerpos humanos o valijas. En verdad, en investigaciones anteriores, estos tres elementos han demostrado ser valiosas fuentes de información (Bedford, 1976 y Clancey, 1968). La pérdida total de la característica de detonación es rara vez provocada por el impacto posterior con superficies laminadas de madera o plástico o incluso metálicas.

19.3.4 El fragmento, cuando se le encuentra, está normalmente emplazado en el fondo de una cavidad carbonizada, en particular con espuma de poliuretano de los cojines de asientos y es una indicación de la alta velocidad del impacto. Los fragmentos a menudo están suficientemente calientes en el impacto como para derretir el material plástico circundante, como se prueba en la Figura III-19-4 de un fragmento encontrado durante la investigación del accidente del Comet.

Características superficiales de los fragmentos

19.3.5 Se han observado varias características similares en fragmentos de explosiones controladas en laboratorio y de elementos recuperados de accidentes de aviación. Una recopilación muy útil de las características superficiales figura en una publicación (Tardiff y Sterling, 1967) que ilustra algunas de las varias características superficiales que se han reproducido en acero dulce y aluminio en contacto con explosivos comerciales a base de nitroglicerina, o explosivos plásticos militares (RDX). Las microcaracterísticas que se han observado son el lavado (erosión) por gases, picaduras en la superficie y bordes rizados o enrollados, que son las que se encuentran más frecuentemente.

Erosión por gases de combustión

19.3.6 El efecto de este fenómeno es el derretimiento y erosión de la superficie metálica por gases de detonación calientes, y se observa con más frecuencia en las superficies interiores de los cañones de armas de fuego después de disparar excesivamente, y por ello está bien documentado y comprendido. La Figura III-19-5 muestra la superficie de un fragmento de restos flotantes del Comet que exhibe esta característica así como un efecto similar después de la detonación de RDX contenido en un tubo de aluminio.

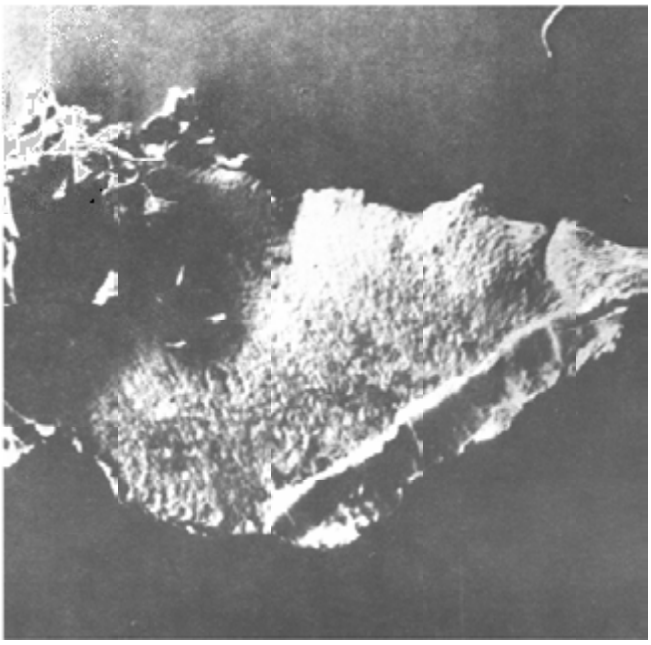


Figura III-19-4. Fragmento de asiento del Comet con espuma de poliuretano ocluida

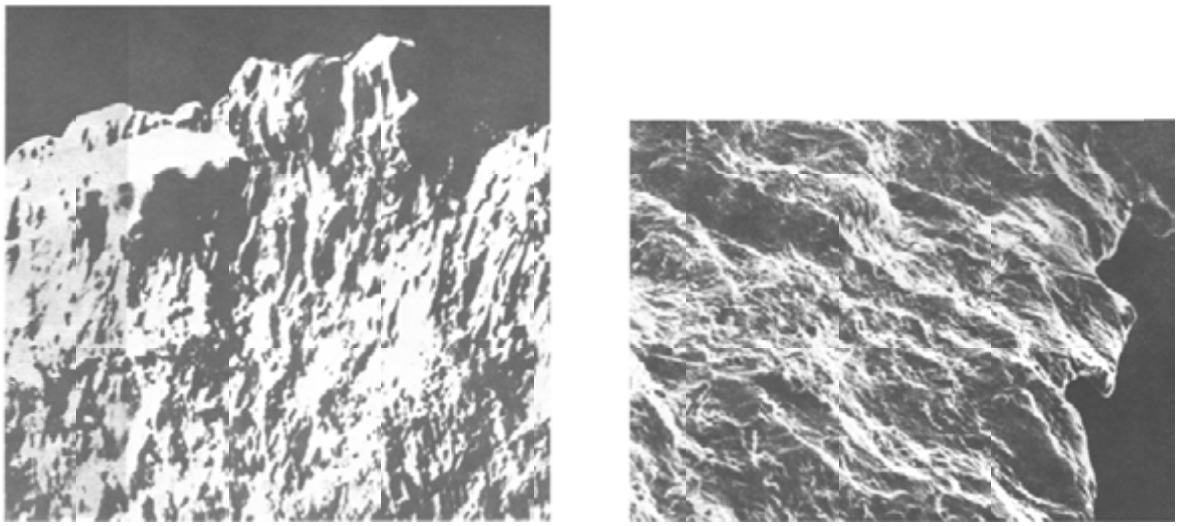


Figura III-19-5. Efecto de erosión por gases en un fragmento del Comet (izquierda); erosión por gases en aluminio tras detonación de RDX (derecha)

Picaduras en la superficie

19.3.7 Esta característica, que se ilustra en la Figura III-19-6, puede observarse en fragmentos de superficies muy cercanas al punto de detonación. También se han observado fragmentos del Comet y del accidente del Boeing 720B de Middle East Airlines (Higgs y otros, 1976). En este último caso, se confirmó la presencia de RDX en alguno de los contenidos de la bodega de equipajes. Se piensa que las perforaciones y picaduras son provocadas por el choque de partículas a alta velocidad de explosivos parcialmente quemados o material exterior fundido encontrado entre la carga explosiva y el material "testigo". Un explosivo comercial basado en nitroglicerina y otro en RDX se detonaron respectivamente en tubos de aluminio en condiciones controladas y se observó que solamente los fragmentos procedentes de la explosión de RDX mostraban picaduras.

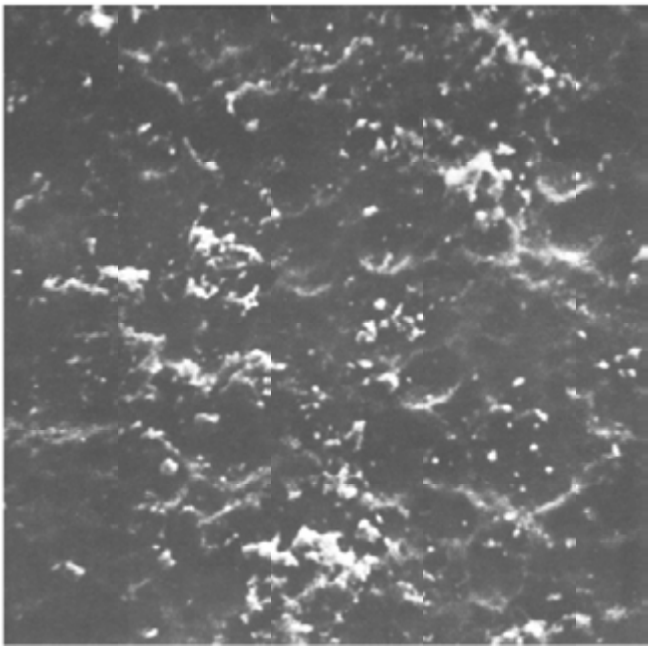


Figura III-19-6. Picaduras en la superficie de un fragmento procedente de la aeronave Comet

Bordes enrollados

19.3.8 Se trata de una característica de fractura relacionada con la formación del fragmento mostrado en la Figura III-19-7 obtenido del accidente del DC8 de Cubana DC8 (Higgs y otros, 1977) y debería compararse con características similares producidas experimentalmente como las presentes en la detonación de una carga de 2 oz de explosivo comercial adosado a una pila seca de 1,5 voltios en envase de zinc. Se sabe que esta característica resulta solamente de procesos de detonación y se considera que es el resultado de la salida de los gases calientes que funden parcialmente y enrollan el afilado borde fracturado en sentido opuesto al de salida de los gases. Estas características son completamente lisas y carecen de marcas de fractura u otras fisuras.

19.3.9 Es difícil imaginar cómo podrían producirse estos fragmentos aparte de la acción de explosivos. Las partículas muestran pruebas de intenso calentamiento, depósitos químicos y deformación por elevados índices de tensión. Si bien el trabajo con máquinas convencionales producirá partículas de la misma forma general, su examen bajo microscopio electrónico revela características superficiales enteramente diferentes, teniendo la deformación bordes paralelos provocados por la acción de la herramienta de corte, lo que hace un aspecto general de campo arado. Experimentos en laboratorio en los cuales se produjeron pequeños fragmentos por la acción de explosivos coinciden perfectamente con la evidencia forense real.

19.3.10 Es así que puede verse que pequeñas partículas de metal que presentan efectos de lavado (erosión) por gases, picaduras y bordes enrollados solo pueden obedecer a una explosión y existe una coincidencia total entre la evidencia forense real y los experimentos de laboratorio.

19.4 ESTRUCTURA Y COMPOSICIÓN DE LOS FRAGMENTOS

Geminación (hermanamiento)

19.4.1 Además de los efectos superficiales producidos por los explosivos existen mecanismos de deformación, peculiares a altos índices de tensión a temperaturas normales. En índices normales de tensión los metales se deforman mediante los mecanismos usuales relacionados con movimientos de dislocación. No obstante, debido a que este proceso es activado por calor a elevados índices de tensión no hay tiempo suficiente para que ocurra totalmente y en algunos metales la deformación se produce por geminación o hermanamiento, como se ve en la Figura III-19-8.

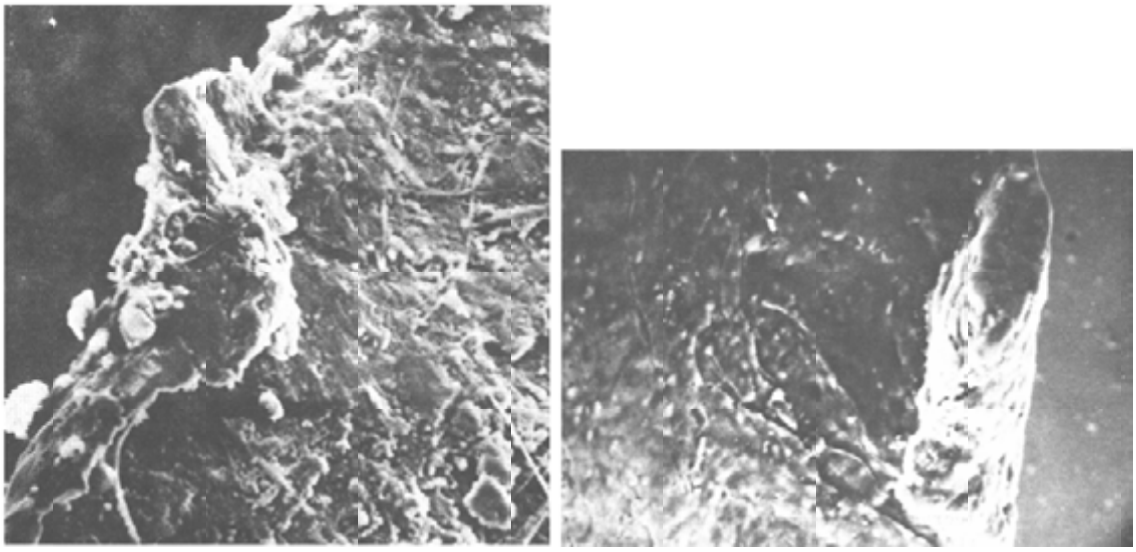


Figura III-19-7. Efecto de borde enrollado en un fragmento de la aeronave Comet (izquierda); detonación controlada de explosivo basado en NG adosado a una pila seca de 1,5 voltios en envase de zinc (derecha)

19.4.2 Cuando se trata de hierro y cobre esta característica está bien documentada y se considera como prueba positiva de una explosión. Dichas características fueron observadas en segmentos recuperados de los desastres del Comet en 1967 y del Boeing 707 de TWA en 1974.

19.4.3 En ocasiones es posible detectar estas características en componentes vecinos al centro de la explosión pero que no son partes de la carcasa de la bomba (Cox, 1974). No obstante, la detección de gemelos por microscopía óptica en este caso requiere mucha persistencia debido a que el fenómeno ocurre con poca frecuencia.

Recristalización

19.4.4 A veces la deformación sufrida por un fragmento es tan grande que la partícula se calienta suficientemente para que ocurra recristalización de la estructura. Además, como las partículas son generalmente pequeñas y en consecuencia el enfriamiento es rápido, el tamaño del grano resultante es anormalmente pequeño, típicamente de 1-3µ, como se muestra en la Figura III-19-9. Los aceros dulces comerciales normalmente presentan un tamaño de grano de unos 50µ y más. Se han observado tamaños de grano muy finos en experimentos controlados e investigaciones reales (Higgs y otros, 1976). No obstante, es posible producir estos tamaños de grano ya sea por tratamiento termomecánico especial o, más frecuentemente, mediante inhibidores de crecimiento de grano. Por estas razones, los tamaños de grano finos solo pueden considerarse como indicación, pero no prueba positiva, de calentamiento como resultado de una acción explosiva.

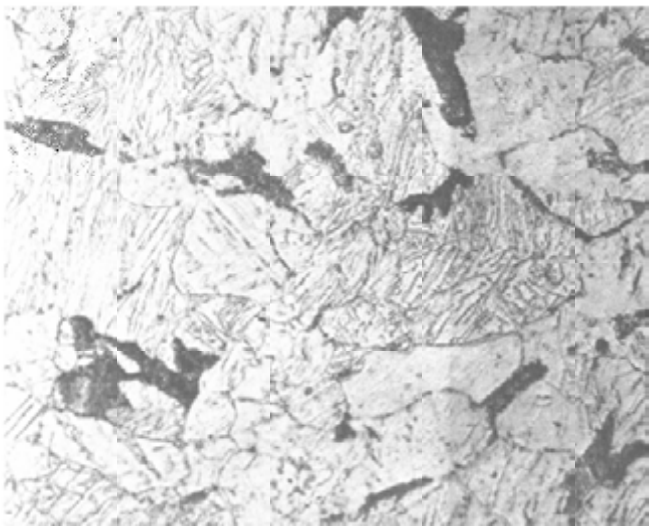


Figura III-19-8. Geminación de cristales en acero dulce

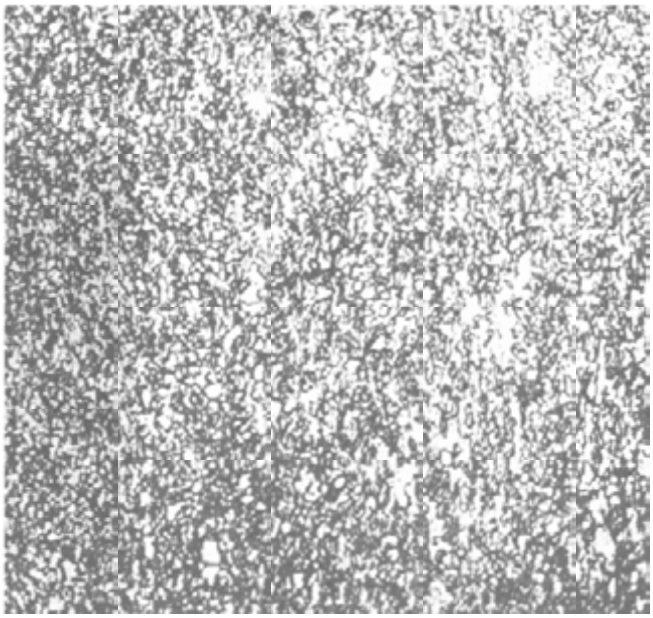


Figura III-19-9. Ejemplo de recristalización en un fragmento de acero aleado

Composición

19.4.5 El hallazgo de fragmentos de material diferente al utilizado en la estructura de aeronaves resulta evidencia muy importante respecto de la explosión de objetos introducidos en la aeronave en cuestión. En investigaciones forenses se han descubierto fragmentos de acero de baja aleación. A veces es necesario inspeccionar todos los materiales utilizados en la aeronave para confirmar que el explosivo estaba en un contenedor cuyo material era diferente de cualquier otro utilizado en esa aeronave.

Daños a la célula — Corte adiabático

19.4.6 El corte adiabático ocurre cuando el calor generado por la deformación plástica tiene poco tiempo para disiparse. Esto resulta de modificaciones de microestructura que se han observado en acero, como se muestra en la Figura III-19-10, (Bedford y otros, 1976) y en aleaciones de titanio, cobre y aluminio. Las condiciones necesarias para el corte adiabático son que la deformación esté limitada a una región localizada, ocurran grandes tensiones y que el índice de deformación sea elevado. Dichas condiciones se encuentran en impactos de proyectiles en blancos y en la fragmentación de explosivos.

19.4.7 No obstante, se ha demostrado (Wingrove, 1973) que en condiciones favorables el corte adiabático puede ocurrir a velocidades de 160 m/s aunque todavía no se ha determinado un límite inferior. Por consiguiente, aunque la detección de bandas de corte adiabático es un indicador muy útil, no puede considerarse como prueba positiva.

Cráteres de impacto

19.4.8 Un excelente ejemplo de picadura superficial se encontró en componentes estructurales relacionados con el accidente del Convair 880 VR-HFZ de Cathay Pacific Airways ocurrido el 15 de junio de 1972 (Lidstone, 1972). En la Figura III-19-11 se muestra un ejemplo típico de varios cráteres de ese tipo, cada uno de los cuales estaba totalmente ennegrecido, sugiriendo la presencia de fuego posterior a la formación de los cráteres.

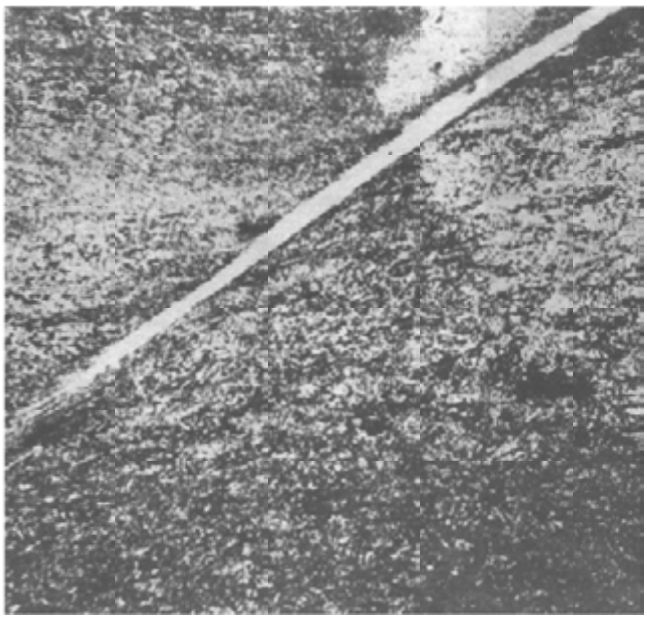


Figura III-19-10. Banda de corte adiabático en acero dulce

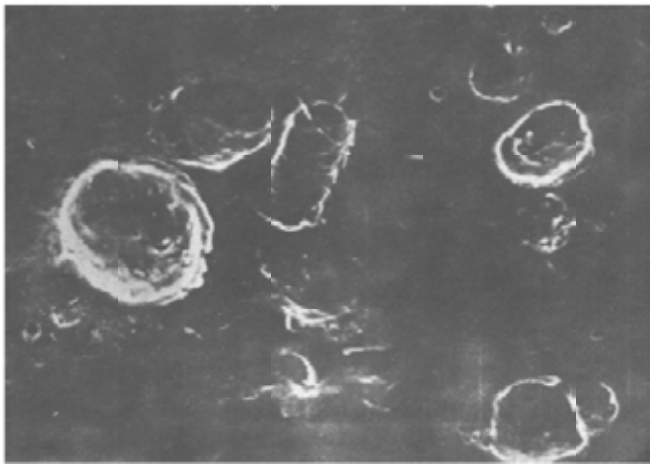


Figura III-19-11. Picaduras resultantes de impactos a alta velocidad

19.4.9 El impacto de fragmentos pequeños de carcasa de bomba contra la célula puede ser tan violento como para provocar una cavidad de “salpicadura” como se ilustra en la Figura III-19-12. Puede calcularse que el fragmento debe haber estado viajando a velocidades superiores a 10^3 m/s para que la partícula se haya fundido. Por consiguiente, la presencia de esta característica resulta una buena evidencia de que ha ocurrido una detonación.

19.5 EVALUACIÓN QUÍMICA Y DE MATERIALES

Función del científico forense

19.5.1 La función normal de un científico forense, ocupado en la evaluación de restos de una bomba, consiste en aislar de entre una abrumadora masa de desechos y restos generales elementos que permanecen después de la detonación de una bomba o artefacto explosivo improvisado (IED), dado que tal interés consiste en la identificación de fragmentos de pilas, mecanismo cronográfico, alambres, cintas y el contenedor de la carga. En general, hay otras pruebas que apoyan que ha ocurrido una explosión, de modo que el énfasis forense se coloca en la identificación de los componentes del artefacto y en las muestras tomadas con hisopo y solvente de elementos seleccionados como actividad preliminar a la identificación química del explosivo empleado.

19.5.2 Otro aspecto de la labor forense sobre artefactos explosivos es que los tribunales de justicia ingleses no exigen prueba detallada de relación con explosivos de los elementos presentados como prueba, como sucede en otros países. Es necesario solamente que el experto proporcione evidencia para afirmar que, en su opinión y sobre la base de largos años de experiencia, el carácter del daño corresponde al encontrado en explosiones controladas que involucraron explosivos y materiales similares.

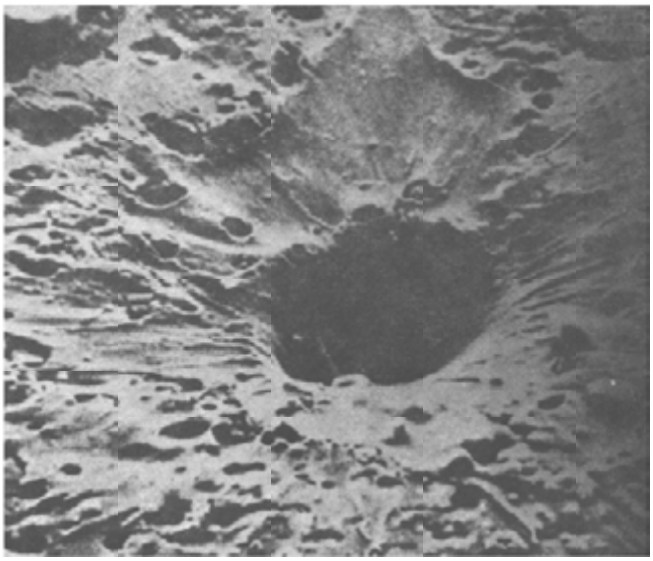


Figura III-19-12. Picadura en metal de aluminio en el ala del Convair 880 VR-HFZ

19.5.3 El problema que enfrenta el científico forense que examina restos de aeronave es muy diferente en cuanto a su enfoque básico dado que no puede suponerse que una explosión, es decir la detonación de una carga explosiva, ha ocurrido a pesar de evidencias de testigos a estos efectos. En estos casos, el científico debe buscar signos y señales que se asemejen a daños por explosión ocurridos en tierra y usarlos como punto de partida para la investigación, teniendo en todo momento una actitud abierta estrictamente sin prejuicios en cuanto a explicaciones alternativas que puedan corresponder a la evidencia que se está estudiando. Así comenzó el examen forense del accidente del Comet G-ARCO.

19.5.4 Además de las características ya descritas en cuanto a la importancia metalúrgica relacionada con un suceso de detonación, es posible generalizar y sugerir áreas de daño probables a materiales no metálicos. Por ejemplo, a) materias textiles muy desgarradas y telas en jirones, b) paneles de plástico con pequeños orificios de penetración, c) daño inusual y decoloración de cortinas o materiales de asientos y d) valijas gravemente dañadas, etc., muy próximas de muchas otras que parecen relativamente no dañadas. Cada una de las características mencionadas puede no indicar directamente la evidencia característica de una explosión, pero, cuando se las considera con más detalle, pueden revelar mucha información valiosa de la cual se subrayan ejemplos en los párrafos siguientes.

Radiofotografía

19.5.5 Estrías oscuras acompañadas de rasgones irregulares, que parecen radiar en forma de abanico a partir de un punto, en uno de los cojines de asiento examinados por el investigador se asemejaban estrechamente a daños sufridos por cojines de asiento similares en poliuretano examinados en RARDE, Woolwich. Este último elemento era parte de un caso estudiado en el cual delincuentes habían utilizado explosivos para abrir una caja de seguridad y el cojín en cuestión había servido para apagar el sonido de la explosión.

19.5.6 La historia del Comet es suficientemente bien conocida como para no exigir un recuento detallado. Un examen breve pero útil de las características salientes de esta investigación se publicó en The New Scientist (Clancey, 1968b). La investigación del Comet fue la primera gran investigación de este tipo y, en tres aspectos importantes, resultó típica para varias investigaciones posteriores.

19.5.7 En primer lugar, subrayó el valor de las instalaciones fotográficas de rayos X aplicadas tanto a elementos como a cuerpos para ubicar fragmentos diminutos de material incorporados, en particular cuando hay evidencia de penetración en los mismos. En segundo lugar, reveló que en una búsqueda diligente puede a menudo obtenerse una gran cantidad de información a partir de una cantidad mínima de restos y que los materiales plásticos son tan eficaces como los metales para mostrar daños característicos. En tercer lugar, se utilizó el microscopio electrónico de barrido para examinar y analizar fragmentos.

Análisis de fibras

19.5.8 Se demostró que un fragmento de zinc extraído de un cojín de asiento del Comet estaba relacionado con un mechón de material fibroso consistente en 40 a 80 fibras de un diámetro máximo de 0,01 mm enrolladas sin apretar en sentido horario. Las fibras parecían cintas, eran huecas y tenían circunvoluciones típicas del algodón (Todd y otros, 1968). En la Figura III-19-13 se muestran estas fibras comparadas con fibras blancas similares tomadas de uno de los cubreasientos del Comet. Los análisis químicos confirmaron que las fibras eran de algodón y las secciones pulidas de fibra montadas en resinas de epoxi mostraron la típica sección transversal hueca y en forma de riñón característica del algodón.

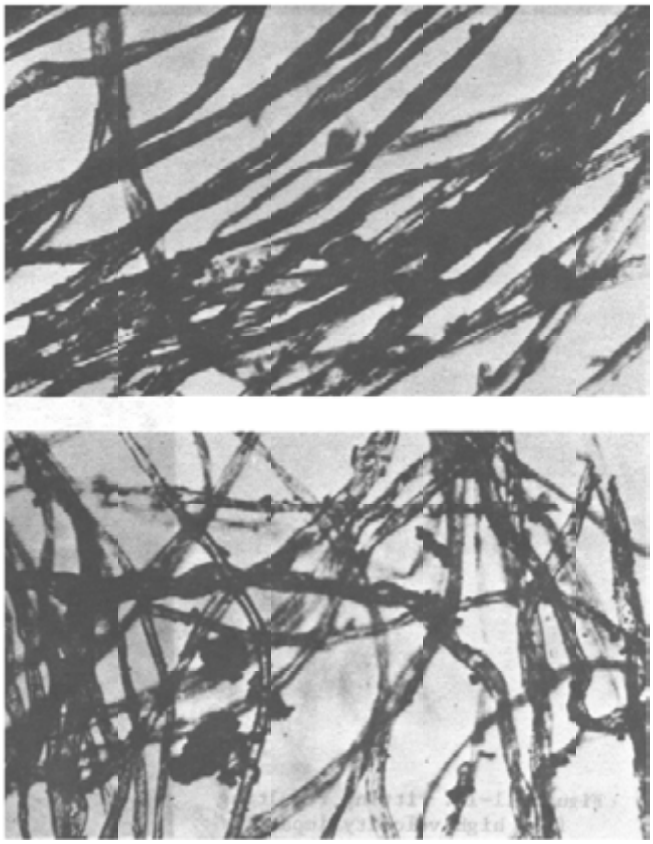


Figura III-19-13. Comparación de fibras de fragmentos del Comet (arriba) con fibras de asientos (abajo)

Análisis por difracción de rayos X

19.5.9 Una investigación de aeronaves que ilustró el valor de la identificación de especies moleculares mediante aplicación de análisis por difracción de rayos X (XRD) fue la efectuada sobre restos de un Viscount E1-AOM de Aer Lingus perdido en el Mar de Irlanda el 24 de marzo de 1968 (Higgs, 1970). La investigación de los restos flotantes originales por Clancey no indicó evidencias de explosivos. Unos 18 meses después se extrajeron dos persianas que se enviaron a uno de los autores (DGH) para examen. Una de estas persianas, según se muestra en la Figura III-19-14, tenía una gran superficie de ennegrecimiento que se pensó era prueba de que había ocurrido un incendio a bordo de la aeronave antes de estrellarse en el mar.

19.5.10 El lado de la persiana correspondiente a la cabina presentaba un patrón regular elevado sobreimpuesto a una sustancia especular de color plateado que daba una apariencia general lustrosa. La extracción por solventes de la capa de polímero exterior reveló la sustancia especular subyacente que, según se determinó por análisis XRD posterior, era una forma de carbonato básico de plomo conocido como PLUMBONACRITA. Además, las áreas oscurecidas también presentaban un contenido más bajo de esta sustancia comparada con el material no ennegrecido y un nuevo diagrama XRD de sulfuro de plomo.

19.5.11 Los experimentos mostraron que la inmersión del material incoloro de las persianas en agua con gas de ácido sulfúrico convertían lentamente el carbonato básico de plomo blanco en sulfuro de plomo más oscuro.

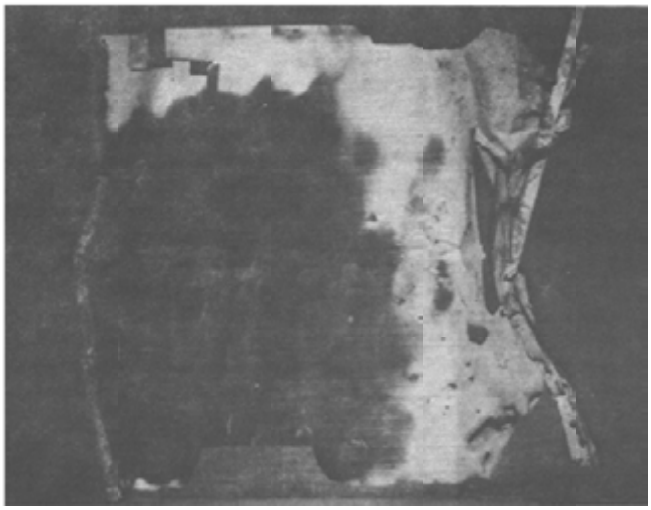


Figura III-19-14. Persiana del Viscount de Aer Lingus dañada y ennegrecida

19.5.12 El examen de la persiana para determinar contaminación por aceite se vio dificultado por la presencia de una laca modificada por aceite como capa exterior de protección. La comparación entre áreas de la persiana manchadas y no manchadas no indicó diferencias que pudieran atribuirse a la presencia de aceite. No obstante, se consideró que el mecanismo más probable por el cual la persiana había sido oscurecida fue la captura de una cantidad de aceite sulfatado o sulfurado dentro de los pliegues de la misma, que fue encontrada en posición enrollada y que se había degradado biológicamente durante la larga inmersión en el mar que también había provocado que se eliminara el exceso de aceite.

Examen microscópico

19.5.13 Pueden citarse varios ejemplos excelentes (Higgs 1974, Hayes 1976, Higgs 1976 y Todd 1968) que apoyan el uso de un sencillo estereomicroscopio para subrayar características que no resultan evidentes a simple vista. Quizá los resultados más espectaculares se obtuvieron de circunstancias presuntamente desfavorables relacionadas con los restos flotantes del Boeing 707-3311, N8734 del TWA perdidos sobre el Mar Jónico (Higgs 1974).

19.5.14 De particular interés entre los restos flotantes limitados recuperados fue una valija Samsonite roja que parecía haber sufrido solo daños ligeros. Una inspección más cercana permitió observar la presencia de varias penetraciones y laceraciones muy pequeñas en la cubierta exterior de plástico rojo. Correspondiendo a las mismas se encontraron penetraciones ennegrecidas y alguna vez derretidas de la estructura del interior con revestimiento de polietileno de alta densidad. En la Figura III-19-15 se muestran los aspectos típicos de esta característica. Las áreas dañadas y ennegrecidas se examinaron con un estereomicroscopio de baja potencia lo que permitió determinar la presencia de una masa de jirones de plástico ennegrecidos y ablandados en la cual estarían entrelazadas varias fibras de color sin relación obvia con las telas de la valija. Una búsqueda cuidadosa por medio de pinzas con puntas especiales reveló la presencia de varios fragmentos diminutos de metal, mucho más pequeños que la cabeza de un alfiler. En última instancia, esta búsqueda permitió aislar fragmentos de metal que posteriormente se halló eran de aluminio, cobre, bronce, zinc y hierro. Cada fragmento fue montado en una placa de vidrio del microscopio para inmediato examen seguro. Un posterior microanálisis electrónico de barrido confirmó la composición elemental de estos fragmentos y reveló también características superficiales muy distorsionadas. También se confirmó la presencia de trazas de bióxido de manganeso en alguna de las áreas ennegrecidas de esta valija, sugiriendo que una pila eléctrica había estado en muy próxima a la fuente de la detonación. En la Figura III-19-16 se ilustran los fragmentos típicos.

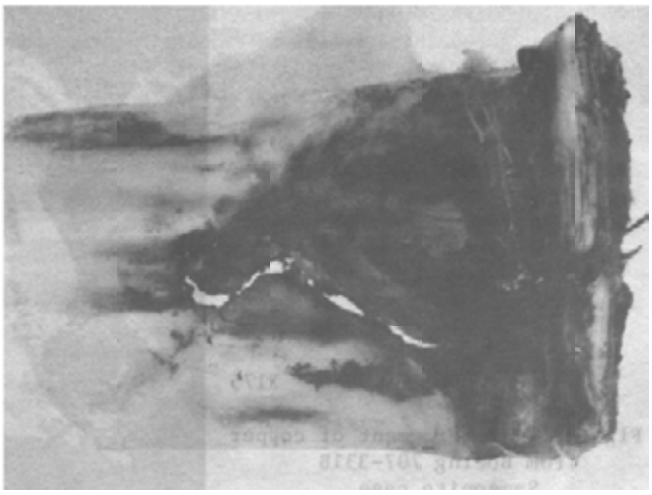


Figura III-19-15. Penetración ennegrecida típica en la valija Samsonite

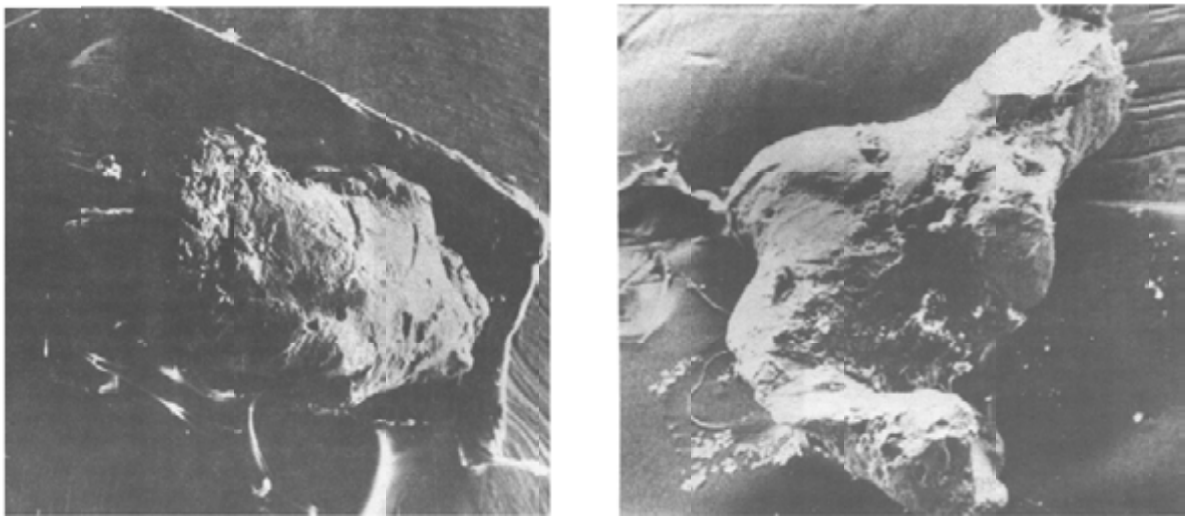


Figura III-19-16. Fragmento de aluminio (izquierda); fragmento de cobre de la valija Samsonite del Boeing 707-331B (derecha)

Daños a materiales textiles

19.5.15 Los restos del Boeing 720B produjeron pruebas de daños a materiales fibrosos que no se habían encontrado anteriormente. Se vio que una media valija de color verde no había sido muy dañada pero presentaba una pequeña área de desgarramiento externo cerca del borde superior. Un examen más cercano indicó que en el desgarro había incrustada una masa de material fibroso rojo parcialmente derretido. El sustrato de esta valija verde era una tela de refuerzo amarilla toscamente tejida que permanecía sin cambios en el extremo opuesto al desgarro en la cubierta exterior de plástico verde. No obstante, la masa roja se había incorporado por fuerza entre la urdimbre y la trama de la tela amarilla y estaba fuertemente adherida a esta. Esos daños no podrían haber resultado del impacto mecánico y deben indicar que la masa fibrosa roja había sido impulsada contra la valija verde mientras estaba todavía caliente y con una velocidad extremadamente elevada.

19.5.16 Una camisa de poliéster blanca Clubmaster también produjo evidencias de haber sido bombardeada por un material fibroso rojo fundido similar en dos lugares, el cuello y en la esquina del ojal de la manga derecha. En ambos casos, las fibras rojas fueron forzadas a través del material no dañado de la camisa para reaparecer en la cara opuesta del tejido de poliéster. La tela de poliéster y la masa fibrosa roja se habían adherido de modo que no pudieron separarse a pesar de haberse tironeado fuertemente con ayuda de fórceps.

19.5.17 El hallazgo de RDX y nitroglicerina conjuntamente con las características anteriores y muchas otras que no se describen aquí no dejaron duda alguna de que se había detonado una carga explosiva a bordo de esta aeronave en estrecha proximidad de una cantidad de ropa lo cual había provocado estos daños característicos.

Materiales textiles desgarrados y en girones

19.5.18 Con frecuencia se ve que los efectos sobre los materiales textiles muy próximos de una explosión presentan desgarros y jirones al punto en que largas cintas de hilos de la urdimbre y la trama están expuestas. Otras dos circunstancias aéreas, no obstante, pueden producir el mismo efecto una vez que el tejido se debilita lo suficiente como para producir un desgarro. Por ejemplo, es muy común ver banderas viejas, constantemente sacudidas por fuertes vientos, que muestran dichos jirones en sus extremidades a favor del viento.

19.5.19 Análogamente, se veía comúnmente en aeronaves más antiguas que utilizaban cubiertas de lona reforzada con barniz que un desgarro sufrido a bordo haría saltar su cubierta de laca y produciría jirones en una medida considerable mientras que un desgarro durante el impacto sería limpio y sin jirones. Claramente, en las aeronaves modernas una tela encontrada en esta forma después de un accidente podría significar que la turbulencia en el aire, después de un daño estructural en vuelo, podría ser responsable del grado de daño observado. La causa de la rotura estructural inicial de la aeronave es bastante irrelevante en este caso. Ciertamente no puede inferirse que dicho daño, debido a que es similar al encontrado en una explosión en tierra, signifique necesariamente que ha ocurrido durante el vuelo una explosión de elevada energía.

19.5.20 Con frecuencia, la evidencia más valiosa de telas y materiales textiles dañados solo puede observarse con microscopia de baja potencia. Ejemplos típicos de esto se encontraron en restos de telas extraídas de restos flotantes relacionados con la pérdida del DC8 CUT 1201 de Cubana fuera de las costas de Barbados el 6 de octubre de 1976 (Higgs y otros, 1977). Muchos fragmentos diminutos y algunos no tan pequeños de un material parecido a la gasa se observaron en el interior de varias valijas, material que se identificó posteriormente como un tejido especial de nailon 6:6 al que se había incorporado un polímero de poliisobutileno con óxido de antimonio empleado como ignífugo. También se descubrió que el revestimiento de polímero se disolvía rápidamente en keroseno, lo que explica por qué el característico revestimiento de polímero de color verde estaba ausente de los fragmentos de los restos flotantes. Aunque la mayor parte de esta tela de nailon mostraba solamente extremos de fibras rasgados mecánicamente, algunos estaban derretidos y con glóbulos (véase las Figuras III-19-17 y III-19-18) en una forma que no podía reproducirse por el pasaje más transitorio de la tela a través de una llama de mechero Bunsen. Por ejemplo, ese

calentamiento siempre producía extremidades con muchos glóbulos que indicaban una evolución de gases internos (formación de burbujas debidas a la descomposición durante la fusión) u oscurecimiento para producir diversos tonos que iban del amarillo al marrón. En contraste, experimentos con detonaciones de pequeñas cargas de explosivos comerciales mostraron que en una gama óptima las características observadas en los elementos del avión de Cubana podían reproducirse (véase la Figura III-19-19) en una muestra de control del mismo nailon proporcionada por los propietarios canadienses de la aeronave.

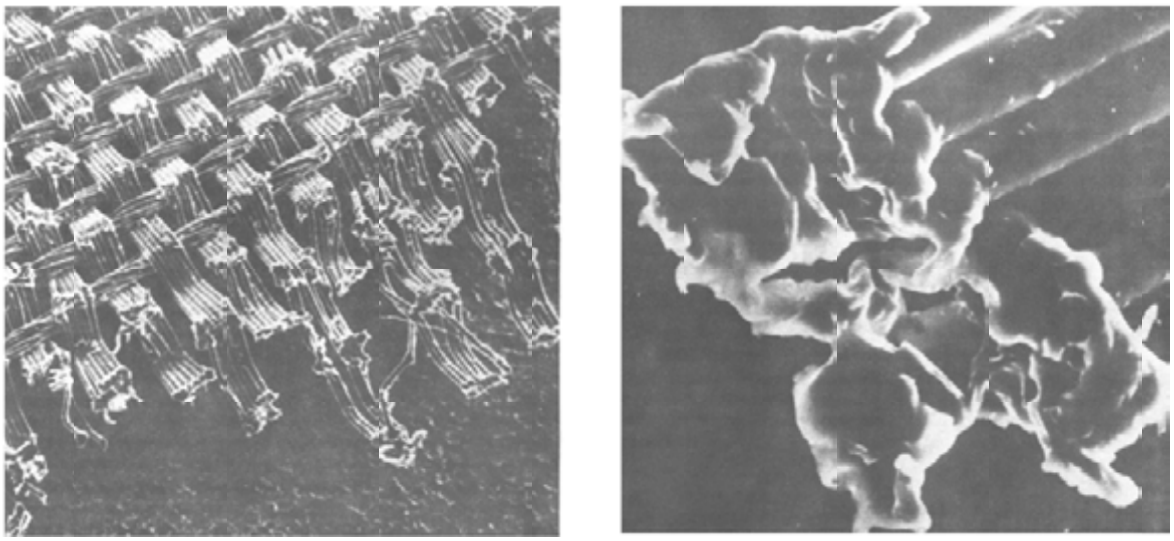


Figura III-19-17. Nailon 66 de la aeronave DC-8 mostrando extremos fundidos (izquierda); vista ampliada (derecha)

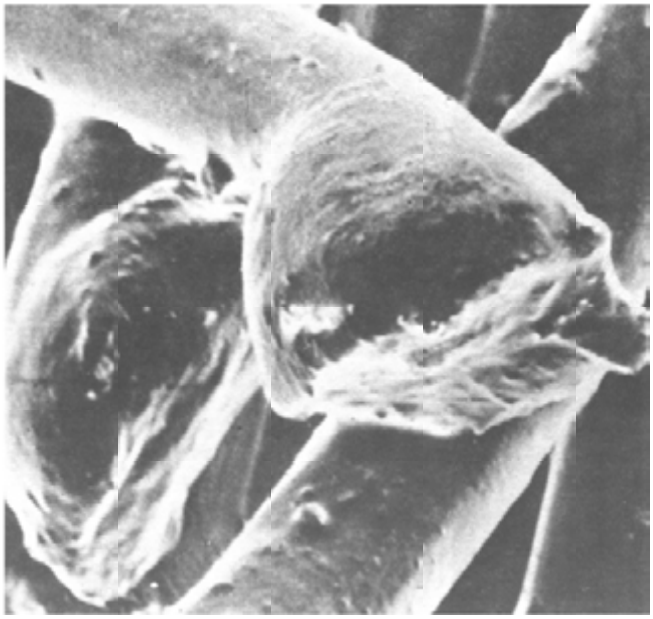


Figura III-19-18. Extremos de fibras con glóbulos mostrando ausencia de ennegrecimiento y burbujas de gas

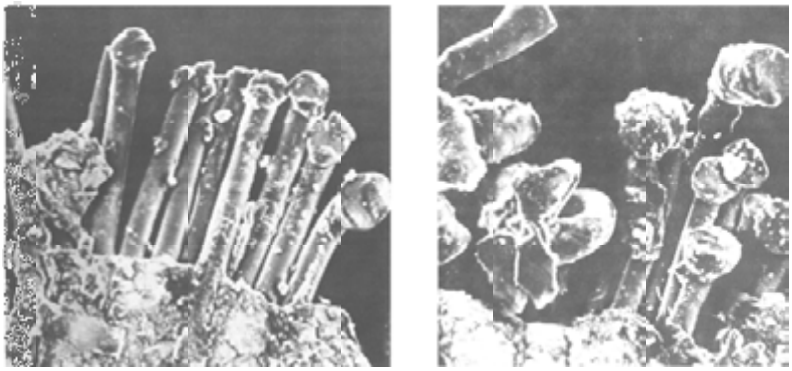


Figura III-19-19. Daño por explosión controlada a una muestra de Nylon 66 canadiense (izquierda); vista ampliada (derecha)

Identificación química de explosivos

19.5.21 En los fragmentos del Comet y del Convair no se encontraron evidencias de trazas de explosivos ni, como se señaló anteriormente, en las persianas del Viscount de Aer Lingus. Se considera entonces que podría haber habido alguna posibilidad de detección si los métodos sensibles utilizados actualmente hubieran estado disponibles en esa oportunidad. En las tres últimas investigaciones (Higgs 1974, Hayes 1976 y Higgs 1977) ensayos cromatográficos con capas finas indicaron la presencia de trazas de explosivo, que para el Boeing 707 de TWA fueron muy débiles mientras que la presencia de RDX y NG en el Boeing 720B y de NG en el DC8 de Cubana permitió confirmar el uso de explosivos más allá de cualquier duda por diferentes procedimientos.

19.5.22 La situación del DC8 ofrece posibilidades interesantes para futuras ocasiones en el sentido de que a pesar de una inmersión de por lo menos 16 horas en el agua marina, y de una demora de por lo menos dos a tres semanas antes de que pudieran ensayarse diversos elementos, se obtuvieron fuertes reacciones correspondientes a nitroglicerina después de la toma de muestras con hisopos y solventes en las superficies de varias valijas recubiertas de plástico recuperadas entre los restos flotantes.

19.5.23 Cuando se recibieron en los laboratorios, todos los artículos olían fuertemente a keroseno. El keroseno también se absorbe intensamente en algunos plásticos, en particular en la forma de cloruro de polivinilo (PVC) que constituía la cubierta exterior de estas valijas. Este hecho sugirió que los depósitos de explosivos de la detonación inicial podían haber sido absorbidos por el plástico mediante la acción disolvente del keroseno, quedando así preservados y sin disolverse en agua marina como podría esperarse en el caso de la nitroglicerina. Se demostró que ello era así cuando secciones de PVC cortadas de la valija fueron sumergidas en solventes. Lamentablemente, la elección de solventes es limitada si no se quiere disolver también el polímero y los más adecuados para tratar residuos de explosivos también extraen el keroseno y los plastificadores de ftalatos. En consecuencia, el procedimiento subsiguiente de limpieza para separar el explosivo en una forma que permitía realizar el análisis cromatográfico resultó muy tedioso pero demostró que había considerablemente más explosivo contenido en el bulto del polímero que el que aparecía sobre la superficie.

Espectrofotometría infrarroja

19.5.24 Rara vez se encuentran suficientes trazas de explosivo en los restos para permitir una identificación positiva por espectrometría infrarroja, incluso utilizando una muestra de disco en miniatura conjuntamente con un condensador de microhaz. No obstante, esto sucedió con restos obtenidos de la investigación sobre el Boeing 720B OD—AFT de Middle East Airline (Hayes y otros 1976) que se estrelló en el desierto de Arabia Saudita el 1 de enero de 1976.

19.5.25 Una de las dos medias valijas, de tartán rojo, presentaba en su superficie una buena cantidad de polvo blanco; esto se eliminó de nuestra investigación cuando el análisis infrarrojo mostró que la sustancia era un detergente aniónico de sulfato de alquilo que contenía una adición de fosfato condensado y que se confirmó figuraba en el manifiesto de carga.

19.5.26 La extracción con solventes operada en las superficies de esta media valija roja produjo suficiente material como para brindar un buen espectro utilizando la técnica estándar de disco de bromuro de potasio de 13 mm. En la Figura III-19-20 se muestra el espectro obtenido en comparación con el de una muestra pura del explosivo militar RDX (trinitramina de ciclotrimetileno, también conocido como ciclonita y hexamina).

Procedimientos de detección

19.5.27 Se utilizan dos procedimientos de cromatografía de capa fina y de cromatografía líquida y gaseosa, el último en conjunción con detectores de captación de electrones, para proporcionar la máxima sensibilidad de detección y la mínima interferencia con respecto a impurezas en capturas no electrónicas.

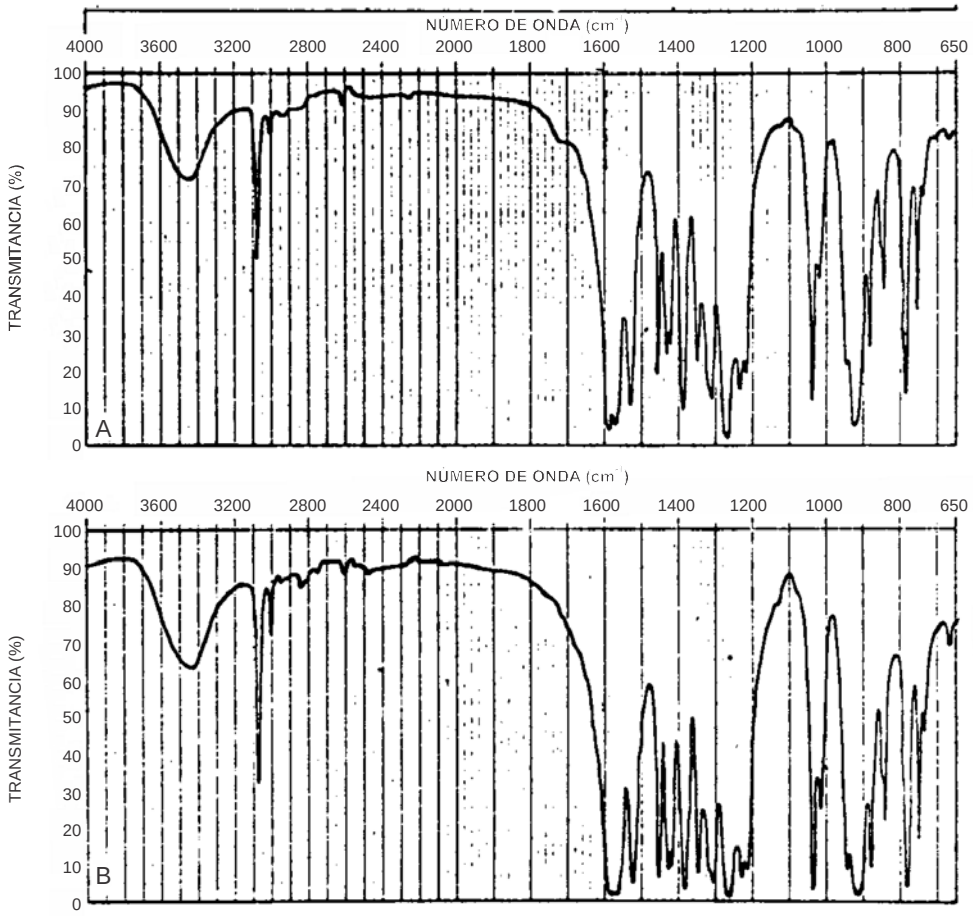


Figura III-19-20. Espectro de absorción infrarrojo del RDX de la valija de tartán roja

19.5.28 La cromotografía de capa fina que utiliza tolueno como eluyente seguido de una hidrólisis de hidróxido de sodio a 105°C y visualizada con un reactivo Griess modificado se prefiere como mejor sistema de separación para una amplia gama de explosivos; no obstante, no separa la NG del PETN (tetranitrato de pentaeritritol). Una separación de estos explosivos se logra con una mezcla de acetato de etilo y petróleo como eluyente que, no obstante, no separa el RDX del HMX (tetranitramina de ciclotetrametileno). Un tercer eluyente basado en cloroformo y metanol separa efectivamente el RDX del HMX pero no la NG del PETN. Los niveles de sensibilidad para NG, RDX y PETN son respectivamente de 2, 5 y 50 × 10^{-9} g por punto para un sistema optimizado para la detección de nitroglicerina. Niveles más bajos de detección se consiguen para los otros explosivos en condiciones apropiadas.

19.5.29 La cromatografía líquida y gaseosa se emplea principalmente para la nitroglicerina, mono y dinitrobenzenos y los correspondientes isómeros de nitrotolueno más bien que para los explosivos militares con largo tiempo de retención. El nivel de detección disponible para el NG es 2 × 10^{-12} g.

19.6 EFECTO DE LA ONDA DE CHOQUE DE TALLO O FRENTE DE MACH

Introducción

19.6.1 Una detonación de explosivos dentro de un fuselaje, razonablemente cerca del revestimiento, producirá una onda de choque de gran intensidad que se propagará hacia afuera a partir del centro de la detonación. Al alcanzar la superficie interior del revestimiento del fuselaje, la energía se absorberá parcialmente en el destrozo, la deformación y la aceleración de los materiales de revestimiento y largueros en su camino. Gran parte de la energía restante se transmitirá como onda de choque, a través del revestimiento y hacia la atmósfera pero una considerable cantidad de energía volverá como onda de choque reflejada, que viajará de regreso al fuselaje interior donde interactuará con la onda de choque incidente para producir choques de tipo tallo de Mach, es decir, las ondas de choque combinadas que pueden presentar presiones y velocidades de propagación superiores a la onda de choque incidente.

19.6.2 El fenómeno de tallo o frente de Mach es importante por dos razones. En primer lugar origina (para tamaños de carga relativamente pequeños) una limitación geométrica en la zona del material de revestimiento que la onda de choque incidente puede destrozar. Esta limitación geométrica ocurre independientemente del tamaño de la carga (dentro de la gama de tamaños de carga considerados realistas para el escenario del vuelo PA103), y proporciona así un medio de calcular la distancia de la carga explosiva al revestimiento del fuselaje.

19.6.3 En segundo lugar, el tallo de Mach puede haber sido un factor importante en la transmisión de energía explosiva a través de las cavidades del fuselaje, produciendo daños en varios lugares separados y alejados de la fuente de la explosión.

Formación de ondas de choque de tallo de Mach

19.6.4 Una onda de tallo de Mach se forma por la interacción entre las ondas de choque incidente y reflejada, resultando en una fusión de ambas ondas para producir una nueva onda de choque individual. Si una carga explosiva se hace detonar en un campo libre a cierta distancia de una superficie reflectora, la onda de choque incidente se amplía en forma esférica hasta que el frente de la onda entre en contacto con dicha superficie, donde ese elemento de la superficie de la onda será reflejado de regreso (Figura III-19-21). El ángulo local entre el frente de onda esférico y la superficie reflectora es cero en el punto en que dicha superficie interseca el eje normal, resultando en una reflexión de la onda de regreso hacia la fuente y una sobrepresión reflejada máxima en las superficies reflectoras. El ángulo entre el frente de la onda y la superficie reflectora en otros lugares aumenta con la distancia respecto del eje normal, produciendo el aumento correspondiente del ángulo de reflexión oblicuo del elemento de la onda, con la correspondiente reducción de la sobrepresión reflejada.

19.6.5 (En un primer orden de aproximación, puede considerarse que las ondas de choque explosivas siguen trayectorias similares de reflexión y refracción, véase: "Geometric Shock Initiation of Pyrotechnics and Explosives", R Weinheimer, McDonnell Douglas Aerospace Co.) Más allá de cierto ángulo crítico (cónico) respecto del eje normal, típicamente alrededor de 40º, las ondas reflejada e incidente se unen para formar una onda de choque de tallo de Mach que, efectivamente, biseca el ángulo entre las ondas incidente y reflejada viajando así en forma aproximadamente perpendicular al eje normal, es decir, paralela a la superficie reflectora (detalle “A”, Figura III-19-21).

Estimación de la distancia de la carga explosiva al revestimiento del fuselaje

19.6.6 Dentro de las limitaciones del tamaño de carga probable utilizado en el vuelo PA103, los cálculos sugirieron que la presión de la onda de choque de tallo de Mach inicial cerca de la región de formación de dicho tallo (es decir la presión frontal de la onda de choque), actuando perpendicularmente al fuselaje, era probablemente mayor que el doble de la correspondiente a la onda de choque incidente, con una velocidad de propagación quizás un 25% mayor. No obstante, la presión fuera de plano del tallo de Mach, es decir la presión experimentada sobre la superficie reflectora donde el tallo de Mach hace contacto, habría sido relativamente baja e insuficiente como para destrozar el material del revestimiento. Por consiguiente, suponiendo que la carga tenía suficiente energía como para producir destrozos del revestimiento dentro de la región cónica central donde no se forman tallos de Mach, el tamaño de la región destrozada habría sido principalmente función de la distancia a la carga, y el peso de ésta habría tenido muy poca influencia. En consecuencia, fue posible calcular la distancia al emplazamiento de la carga requerida para producir un determinado tamaño de revestimiento destrozado solamente a partir de consideraciones geométricas. Sobre esta base, una distancia de la carga de aproximadamente 25 a 27 pulgadas habría resultado en una región destrozada de unas 18 a 20 pulgadas de diámetro, comparable en términos generales con el tamaño de la región destrozada que se determinó en la reconstrucción tridimensional de los restos de la aeronave.

19.6.7 Aunque el método analítico no incluye los efectos de la carcasa del IED, u otro equipaje o estructura de contenedor interpuesta entre la carga y el revestimiento del fuselaje, la presencia de una barrera de ese tipo habría tendido a absorber energía en vez de reorientar la onda de choque transmitida; por consiguiente, esa presencia habría sido más crítica en términos del tamaño de la carga que de la posición.

19.6.8 Ciertamente, la distancia entre la carga y el revestimiento estimada por este método resultó notablemente similar a la cifra de 25 pulgadas obtenida independientemente a partir de las reconstrucciones del contenedor y del fuselaje.

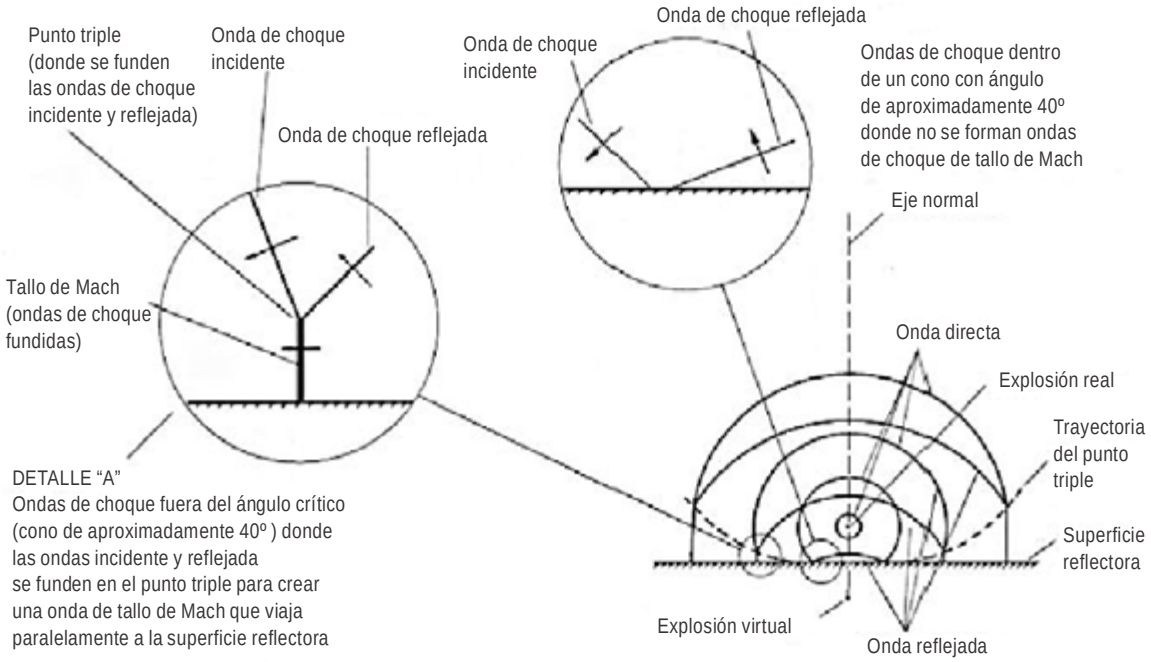


Figura III-19-21. Análisis de la onda de choque de tallo de Mach

Capítulo 20

INVESTIGACIÓN DE ASPECTOS DE DISEÑO DE SISTEMAS

20.1 ALCANCE Y PROPÓSITO

En este capítulo se presentan al investigador las relaciones entre el diseño de sistemas y la seguridad operacional. En él se analizarán brevemente partes del proceso de aseguramiento de la seguridad operacional descrito en SAE ARP4754 y del proceso de análisis de seguridad operacional de SAE ARP4761. También se tratará brevemente la función de los ensayos en el proceso de verificación del diseño. Luego se sugerirá en el capítulo la forma en que el investigador puede examinar el proceso de aseguramiento de la seguridad operacional para evaluar el diseño.

20.2 PROCESO DE ASEGURAMIENTO DEL DISEÑO

20.2.1 La complejidad de los sistemas de las aeronaves modernas es tal que un enfoque deliberado, sistemático y bien documentado del diseño es absolutamente fundamental para asegurar adecuados niveles de seguridad operacional. La comunidad aeronáutica internacional ha adoptado la práctica recomendada aeroespacial de la SAE, ARP4754, “Certification Considerations for Highly Integrated or Complex Aircraft Systems” como norma para nuevas certificaciones. Este proceso ha evolucionado a partir de procesos similares aplicados por los principales fabricantes de aeronaves para satisfacer requisitos de certificación. Las etapas genéricas de este proceso de diseño son:

1. Identificar las funciones, requisitos funcionales e interfaces funcionales a nivel de la aeronave.
2. Evaluar las consecuencias y repercusiones de las fallas funcionales.
3. Asignar funciones a los sistemas.
4. Diseñar la arquitectura del sistema.
5. Diseñar o construir soporte físico y soporte lógico.
6. Integrar el soporte físico con el soporte lógico.
7. Integrar los sistemas.

20.2.2 Las actividades de diseño deberían integrarse completamente en el proceso de certificación. Esto proporciona un enfoque general y sistemático para asegurar un diseño de seguridad operacional.

20.3 PROCESO DE CERTIFICACIÓN

20.3.1 La finalidad del proceso de certificación de aeronaves consiste en establecer que la aeronave y sus sistemas satisfacen los requisitos de aeronavegabilidad aplicables. El proceso debería comprender un plan de certificación que presente el enfoque que el solicitante prevé utilizar para demostrar el cumplimiento. La fundamentación del cumplimiento se logra a través de los datos presentados como evidencia de que los sistemas y la aeronave satisfacen los requisitos de aeronavegabilidad. En SAE ARP4754 figura una buena descripción de este proceso. El elemento clave de la certificación es el proceso de evaluación de la seguridad operacional.

20.3.2 Para tener una mejor comprensión de este proceso, son necesarias algunas definiciones:

a) *Sistema.* Entidad compuesta, a cualquier nivel de complejidad, de personal, procedimientos, materiales, herramientas, equipo, instalaciones y servicios y soporte lógico. Los elementos de esta entidad compuesta se utilizan en conjunto en el entorno operacional o de apoyo previsto para realizar una determinada tarea o lograr un resultado específico de producción, apoyo o misión.

b) *Análisis de causa común.* Término genérico que engloba el análisis de modo común, el análisis de riesgo particular y el análisis de seguridad operacional zonal. Estos tres tipos de análisis se combinan para identificar modos de falla individuales o sucesos externos que pueden poner en peligro la independencia del diseño y resultar en importantes condiciones de falla catastrófica o peligrosa/grave. En SAE ARP4761 figuran las descripciones de estos tipos de análisis y los procedimientos para llevarlos a cabo.

c) *Condición de falla.* Condición con efectos sobre la aeronave y sus ocupantes, tanto directos como consecuentes, provocados por una o más fallas, o con la contribución de éstas, considerando las condiciones adversas de operación o ambientales pertinentes. Una condición de falla se clasifica con arreglo a la severidad de sus consecuencias según se define en la Circular de asesoramiento AC 25.1309-1A de la FAA o JAA AMJ 25-1309.

d) *Análisis de modos de falla y efectos (FMEA).* El FMEA es un método de abajo a arriba para identificar los modos de falla de un sistema, elemento o función y determinar los efectos en el nivel superior siguiente. Normalmente, el FMEA se aplica al tratamiento de efectos de fallas únicas.

e) *Análisis de árbol de falla (FTA).* El FTA es un método de arriba a abajo empleado para evaluar fallas únicas y combinaciones de fallas que podrían resultar en una condición de falla específica. El FTA puede ser de carácter cualitativo o cuantitativo.

f) *Análisis de peligros funcionales (FHA).* Examen sistemático y exhaustivo de funciones para identificar y clasificar condiciones de falla de dichas funciones, con arreglo a su severidad.

g) *Peligro.* Condición u objeto con posibilidad de provocar lesiones al personal, daños al equipo o estructuras, pérdida de material o reducción de la capacidad para realizar una función prescrita.

h) *Riesgo de seguridad operacional.* Consecuencia o resultado previsible o proyectado de un peligro o situación existente con respecto a la seguridad operacional.

i) *Accidente.* Todo suceso relacionado con la utilización de una aeronave que, en el caso de una aeronave tripulada, ocurre entre el momento en que una persona entra a bordo de la aeronave con la intención de realizar un vuelo y el momento en que todas las personas han desembarcado o, en el caso de una aeronave no tripulada, que ocurre entre el momento en que la aeronave está lista para desplazarse con el propósito de realizar un vuelo y el momento en que se detiene al finalizar el vuelo y se apaga su sistema de propulsión principal, durante el cual:

   1) cualquier persona sufre lesiones mortales o graves a consecuencia de:

      — hallarse en la aeronave, o
      — por contacto directo con cualquier parte de la aeronave, incluso las partes que se hayan desprendido de la aeronave o
      — por exposición directa al chorro de un reactor,

excepto cuando las lesiones obedezcan a causas naturales, se las haya causado una persona a si misma o hayan sido causadas por otras personas o se trate de lesiones sufridas por pasajeros clandestinos escondidos fuera de las áreas destinadas normalmente a los pasajeros y la tripulación; o

2) la aeronave sufre daños o roturas estructurales que:

— afectan adversamente su resistencia estructural, su performance o sus características de vuelo; y
— que normalmente exigen una reparación importante o el recambio del componente afectado,

excepto por falla o daño del motor, cuando el daño se limita a un solo motor (incluido su capó o sus accesorios); hélices, extremos de alas, antenas, sondas, álabes, neumáticos, frenos, ruedas, carenas, paneles, puertas del tren de aterrizaje, parabrisas, revestimiento de la aeronave (como pequeñas abolladuras o perforaciones) o por daños menores a las palas del rotor principal, palas del rotor compensador, tren de aterrizaje y a los que resulten de granizo o choques con aves (incluyendo perforaciones en el radomo); o

3) la aeronave desaparece o es totalmente inaccesible.

j) *Defecto de diseño.* El sistema no satisface una especificación o norma de diseño.

k) *Defecto de fabricación.* El sistema no satisface una especificación o norma de calidad.

l) *Seguridad operacional del sistema.* Aplicación de principios, criterios y técnicas de ingeniería y gestión para optimizar todos los aspectos de la seguridad operacional dentro de las limitaciones de la eficacia operacional, el tiempo y el costo a través de todas las fases del ciclo vital del sistema.

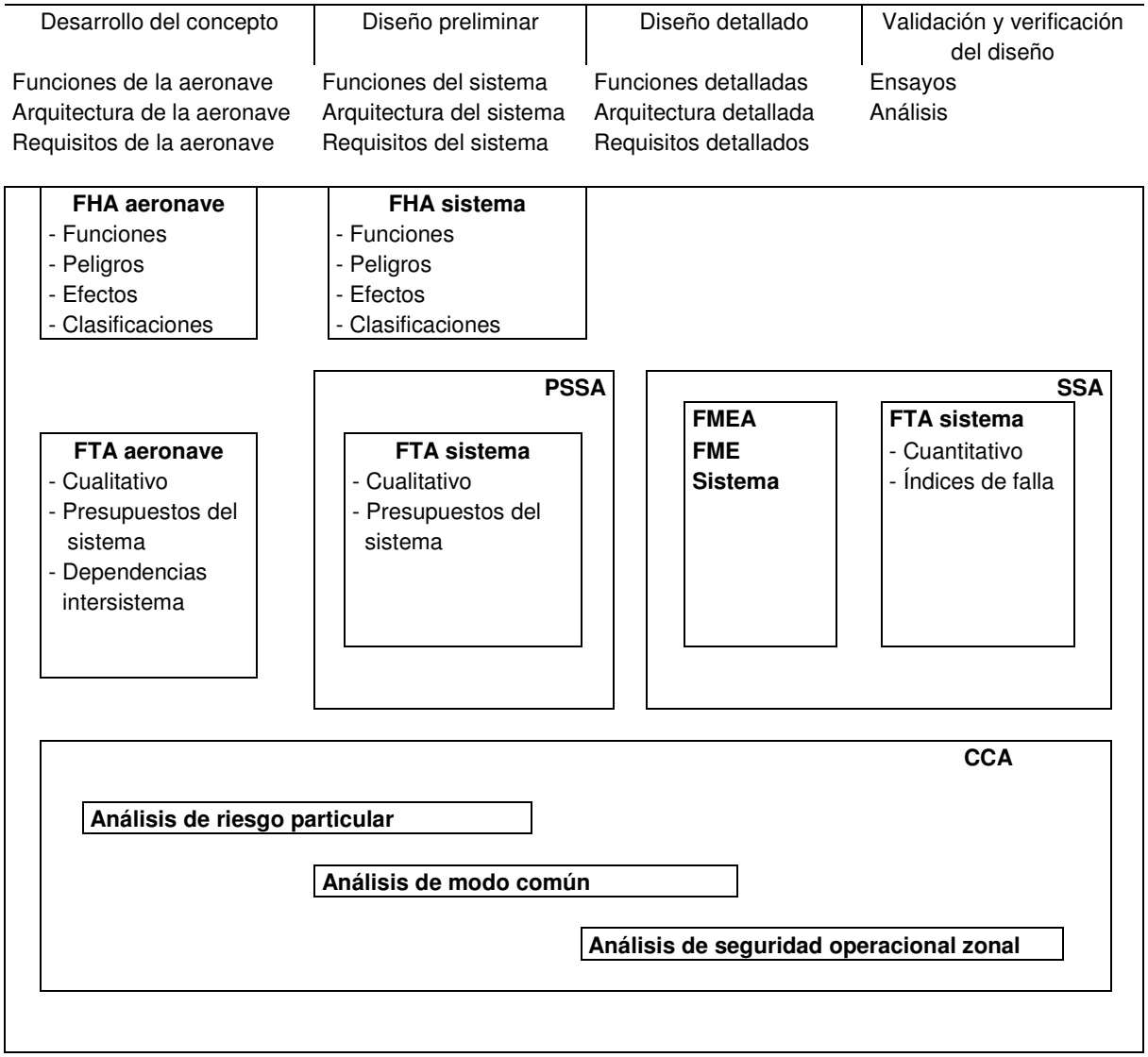
20.4 PROCESO DE EVALUACIÓN DE LA SEGURIDAD OPERACIONAL

20.4.1 Las decisiones tomadas durante el diseño de una aeronave pueden tener consecuencias importantes sobre las causas de los accidentes. Los requisitos de aeronavegabilidad para la certificación de aeronaves comerciales están, en su mayoría, dirigidos a garantizar la adecuada seguridad de los pasajeros. Esto se logra especificando la probabilidad máxima requerida de que ocurran sucesos no deseados que puedan tener consecuencias catastróficas o peligrosas. El concepto es que el diseño de la aeronave debe controlar adecuadamente estos sucesos. El proceso gira en torno a una serie de análisis, a saber: evaluación de riesgos funcionales (FHA), evaluación preliminar de la seguridad operacional del sistema (PSSA), evaluación de la seguridad operacional del sistema (SSA) y análisis de causa común (CCA). Cada una de las etapas del desarrollo del ciclo se concentra en un área específica y los análisis relacionados con la misma apoyan el desarrollo del diseño.

20.4.2 En la Tabla III-20-1 puede verse que durante la fase de desarrollo del concepto se realiza un análisis de riesgos funcionales (FHA) a nivel de la aeronave. El FHA considera las funciones requeridas y evalúa los peligros inherentes a esas funciones respecto a sus consecuencias para la aeronave y posteriormente asigna una clasificación a esos peligros en cuestión. Este proceso se repite a nivel del sistema principal para cada sistema a medida que va tomando forma el diseño preliminar. La finalidad del FHA consiste en conducir las decisiones sobre diseño para reducir el riesgo de peligro a un nivel aceptable para la certificación, según se define en las directrices aplicables. Los análisis FMEA y FTA se realizan durante las fases de diseño detallado y de validación y verificación del diseño y se aplican para confirmar que el enfoque del diseño satisface realmente los requisitos de certificación. Finalmente, el proceso de análisis de causa común identifica fallas y sucesos que comprometen la independencia de los sistemas y el diseño y que, por consiguiente, pueden resultar en un riesgo inaceptable para la aeronave o sus ocupantes.

Tabla III-20-1. Procesos de evaluación de la seguridad operacional

Ciclo de desarrollo típico



20.4.3 Este proceso, si se aplica adecuadamente, establece la seguridad operacional de la aeronave y sus sistemas y documenta los fundamentos de las decisiones de diseño con respecto a la seguridad operacional. Por consiguiente, estos análisis deberían ser de considerable interés para el investigador de accidentes. La razón principal es que los análisis que aquí se describen se realizan antes de que el sistema entre a funcionar. Esto significa que los diseñadores y analistas deben plantearse algunas hipótesis sobre el entorno operacional.

20.4.4 Normalmente estas hipótesis son precisas, pero en ocasiones condiciones imprevistas en el entorno operacional comprometen el diseño resultando en un accidente o incidente grave. Aun si el diseño satisface los criterios para sucesos catastróficos de 1×10^{-9}, esto no significa que el suceso no pueda ocurrir. Como ejemplo, la probabilidad calculada después del suceso para la serie de fallas que resultaron en el accidente de 1989 del vuelo UA 232, un DC-10, ocurrido en Sioux City, Nebraska, EUA era de aproximadamente 1×10^{-15}. Seis sucesos independientes se combinaron para provocar la pérdida final del sistema hidráulico y, con ello, todo el control del vuelo.

20.4.5 Modificaciones a los sistemas de la aeronave o al entorno operacional de la misma pueden llevar a que los primeros análisis no sean precisos. Las modificaciones operacionales son un factor común en la aviación militar. A menudo, para cuando un sistema se pone en marcha, los requisitos operacionales han cambiado y la aeronave debe emplearse en una nueva función. Esto puede suceder incluso en el mundo civil. Un reciente ejemplo es el uso de aeronaves que anteriormente eran militares como tanques aéreos para lucha contra incendios. Este nuevo uso impuso tensiones imprevistas sobre la aeronave y resultó en un número considerable de fallas estructurales y accidentes fatales.

20.4.6 Finalmente, los análisis suponen que se trata de un sistema plenamente funcional operado dentro de la vida útil especificada en el diseño. Muchas aeronaves operadas actualmente han excedido en mucho esa vida del diseño original. He aquí el meollo de todo el dilema del envejecimiento de las aeronaves. Ello ha afectado no solamente aspectos estructurales sino también otros sistemas. Hay evidencias de que el envejecimiento del cableado puede haber sido un factor en la pérdida registrada en 1996 del vuelo 800 de TWA, un Boeing 747.

20.4.7 Como se señaló anteriormente, el proceso de evaluación de la seguridad operacional se lleva a cabo para evaluar las decisiones de diseño respecto de una aeronave en cuanto a la satisfacción de los criterios para un adecuado nivel de seguridad operacional. Mediante la identificación de peligros inherentes al diseño y, posteriormente, el control de la probabilidad de que ocurra un accidente producido por dicho peligro o reducir la gravedad de las consecuencias de un accidente, el diseñador puede satisfacer los niveles de seguridad operacional especificados según han sido establecidos por la FAA y la Comunidad Europea, tanto en las FAR como en las JAR. Cada uno de los análisis tiene una función específica en el proceso.

20.4.8 La medida para controlar sucesos o peligros no deseados es una matriz de riesgos/probabilidad/efectos que establece la máxima probabilidad permitida de un suceso sobre la base del efecto estimado. En la Tabla III-20-2 se ilustra este concepto según se define en las FAR y las JAR.

Tabla III-20-2. Matriz de riesgos/probabilidad/efectos

Probabilidad (Cuantitativa)	1.0		10^{-3}		10^{-5}		10^{-7}		10^{-9}	
Probabilidad (Descriptiva)	FAR	Probable			Improbable				Extremadamente Improbable	
	JAR	Frecuente	Razonablemente probable		Remota		Extremadamente remota		Extremadamente Improbable	
Condición de falla Clasificación de severidad	FAR	Menor			Mayor				Catastrófica	
	JAR	Menor			Mayor		Peligrosa		Catastrófica	
Efecto sobre los ocupantes de la aeronave	FAR	– No reduce significativamente la seguridad operacional del avión (leve disminución en los márgenes de seguridad operacional) – Acciones de la tripulación bien dentro de sus capacidades (ligero aumento de la carga de trabajo de la tripulación) – Algunos inconvenientes para los ocupantes			– Reduce la capacidad del avión o tripulación con condiciones operacionales adversas – Reducción significativa de los márgenes de seguridad operacional – Aumento significativo de la carga de trabajo de la tripulación **Casos severos:** – Grandes reducciones en los márgenes de seguridad operacional – Mayor carga de trabajo o malestar físico en la tripulación – no se puede confiar para realizar tareas con precisión – Efectos adversos en los ocupantes				Condiciones que impiden la continuidad segura del vuelo y el aterrizaje	
	JAR	Molestias	– Limitaciones operacionales – Procedi-mientos de emergencia		– Reducción significativa de los márgenes de seguridad operacional – Dificultad de los tripulantes para enfrentar condiciones adversas – Lesiones a los pasajeros		– Gran reducción de los márgenes de seguridad – Horario de tripulación ampliado por carga de trabajo o condiciones ambientales – Lesiones graves o fatales a unos pocos ocupantes		– Muchas muertes, normalmente con pérdida de la aeronave	

20.5 SEGURIDAD OPERACIONAL DEL DISEÑO

Una vez establecido el nivel de riesgo para un peligro identificado debe tomarse una medida correctiva si el nivel de riesgo no satisface los criterios para la certificación. La medida correctiva o el enfoque de diseño se basa en el denominado orden de precedencia de seguridad operacional. Este proporciona orientación para contribuir a las decisiones de diseño. Hay cuatro prioridades en el orden de precedencia de seguridad operacional, numeradas de 1 a 4 según su nivel de conveniencia. Estos cuatro enfoques no son mutualmente excluyentes. En realidad, la mayoría de las soluciones emplea una combinación de dos o más de ellos para alcanzar un nivel aceptable de seguridad operacional. Estas medidas recomendadas se describen en la Tabla III-20-3.

Tabla III-20-3. Orden de precedencia de seguridad operacional para el diseño

Descripción	Prioridad	Definición
Diseño para riesgo mínimo	1	Diseño para eliminar riesgos. Si el riesgo identificado no puede eliminarse, reducirlo a nivel aceptable mediante selección de diseño.
Incorpora dispositivos de seguridad operacional	2	Si los riesgos identificados no pueden eliminarse mediante selección de diseño, reducir el riesgo mediante el uso de características o dispositivos de diseño de seguridad operacional fijos, automáticos o de otro tipo. Deben tenerse en cuenta disposiciones para las verificaciones funcionales periódicas de los dispositivos de seguridad.
Proporciona dispositivos de advertencia	3	Cuando los dispositivos de diseño o de seguridad operacional no pueden eliminar eficazmente los riesgos identificados o reducirlos adecuadamente, se utilizarán dispositivos para detectar la condición y producir una señal de advertencia adecuada. Las señales de advertencia o aviso y su aplicación se diseñarán para minimizar la probabilidad de reacción y respuesta humana inapropiada. Se proporcionarán señales y carteles de advertencia para alertar al personal operacional y de apoyo acerca de riesgos como la exposición a alto voltaje u objetos pesados.
Desarrolla procedimientos e instrucción	4	Cuando no sea práctico eliminar riesgos mediante selección de diseño o dispositivos específicos de seguridad y advertencia, se aplican procedimientos e instrucción. No obstante, normalmente se requiere la aprobación de la autoridad cuando se aplican procedimientos e instrucción para reducir riesgos de severidad catastrófica, mayor o crítica.

20.6 FIABILIDAD VERSUS SEGURIDAD OPERACIONAL DEL SISTEMA

20.6.1 Existe una diferencia fundamental y filosófica entre la forma en que los ingenieros en fiabilidad y seguridad operacional consideran las fallas. La opinión del sector de fiabilidad es muy orientada al equipo. Esto lo subraya la definición de fiabilidad en un texto popular sobre ingeniería de fiabilidad. “La definición de fiabilidad en ingeniería (para un elemento no reparado) es la probabilidad de que un elemento realice una función requerida sin fallas en condiciones establecidas para un período establecido”.[1] Por su parte, el sector seguridad operacional considera los sucesos que tienen posibles consecuencias catastróficas en todo el sistema o, más especialmente, en las personas involucradas. La falla de un componente o elemento es significativa solo en cuanto a sus consecuencias respecto de la posibilidad de accidente del sistema en su totalidad. Como ejemplos está el incidente del vuelo 236 de Air Transat, un Airbus 330, ocurrido en 2001 en el que una falla de un componente del sistema de combustible resultó en una falla de los motores en una aeronave ETOPS y un planeo de 65 NM sobre el agua para llegar al aterrizaje. Esto puede evaluarse comparando el proceso de análisis de modos de falla y efectos (FMEA) (una herramienta de fiabilidad) con un análisis de peligros de subsistema (SSHA) (una herramienta de seguridad operacional del sistema).

1. O’Connor, Patrick D.T., *Practical Reliability Engineering, 2ª edición,* John Wiley & Sons, Nueva York, 1985, página 5.

20.6.2 El FMEA es un análisis de abajo a arriba que evalúa la falla de cualquier parte en un componente, elemento, subsistema o sistema en todos los posibles modos de falla y condiciones operacionales. Es un análisis orientado al soporte físico que se concentra en fallas únicas. También se considera el error humano, pero todavía debe tratarse de una falla única dado que el análisis no se presta a combinaciones de fallas. No obstante, el problema real del FMEA es que es debe considerar TODAS las fallas de un sistema. Por consiguiente, las fallas significativas pueden perderse en el gran volumen de datos disponibles. Además, el FMEA examina el interior del sistema y no se ocupa de sucesos externos muy eficazmente. Por otra parte, el SSHA se concentra en requisitos de seguridad operacional más que en normas de fiabilidad. Si bien gran parte del proceso es similar, el enfoque es muy diferente y las fallas solo se consideran pertinentes en cuanto a su impacto sobre la seguridad operacional. En general, los SSHA se realizan principalmente para programas militares. Los programas civiles, en particular los de aviación, emplean un proceso similar al indicado en la Tabla III-20-1.

20.7 LA SEGURIDAD OPERACIONAL DE SISTEMAS Y EL INVESTIGADOR DE ACCIDENTES

20.7.1 Resulta lamentable que, tradicionalmente, haya habido poca o ninguna relación entre el investigador de accidentes y el analista de seguridad operacional de sistemas. Es cierto que los investigadores a menudo identifican aspectos de diseño o de sistemas que se relacionan con las causas de accidentes y muchas recomendaciones de seguridad operacional en verdad tratan de mejoras del diseño. No obstante, rara vez la investigación examina la forma en que las fallas que resultaron en el accidente fueron tratadas en los análisis realizados durante el diseño de la aeronave. En un proceso de evaluación de la seguridad operacional bien aplicado durante el diseño de una aeronave, se identificarían y clasificarían todos los peligros creíbles. Si bien esto es cierto en teoría, en la práctica los resultados no son ideales. Como se analizó anteriormente, a veces las hipótesis desarrolladas por ingenieros y analistas durante la fase del diseño no reflejan con exactitud las realidades operacionales por una u otra razón. Luego está el problema de que todo el diseño es un compromiso, un equilibrio entre la necesidad de velocidad, capacidad de transporte de carga, autonomía o comodidad de los pasajeros y seguridad operacional. En ocasiones estos compromisos no son óptimos. Cabe mencionar el accidente del vuelo 111 de Swissair ocurrido en 1998, con una aeronave MD-11 frente a Nueva Escocia. La evidencia permite determinar que el sistema de entretenimiento de los pasajeros estuvo parcialmente involucrado en el incendio que experimentó la aeronave. A veces, las decisiones de diseño son resultado de la falta de tecnología. Hay varios ejemplos de tales problemas en la temprana historia de la aviación moderna. Recientemente, un nuevo problema ha comenzado a surgir, con la introducción de aviónica avanzada y de sistemas de mando de vuelo eléctrico basado en computadora, el análisis de la seguridad operacional no ha sido capaz de mantenerse a tono con la tecnología. Un sistema de soporte lógico no puede evaluarse como un sistema tradicional de soporte físico.

20.7.2 La razón fundamental para investigar los accidentes es prevenir que ocurran accidentes similares en el futuro. Un aspecto de ello debería ser determinar el motivo por el cual las fallas que resultaron en el accidente no se habían controlado adecuadamente en el diseño. Cuando se opina que aspectos de diseño han sido causa de un accidente o han contribuido al mismo, el investigador encargado debería asegurarse de que en la investigación participe un experto en diseño de aeronaves.

20.7.3 Una parte del proceso de investigación debería ser obtener y evaluar los análisis presentados como parte del proceso de certificación. En particular, el investigador debería examinar los peligros o fallas que contribuyeron al accidente. La investigación debería incluir un examen de los análisis y las recomendaciones de medidas correctivas. La cuestión consiste en saber por qué la medida correctiva escogida no evitó la falla. La respuesta a lo anterior puede ser un paso importante hacia la prevención de accidentes. El investigador debería examinar si se había especificado algún tipo de instrucción o procedimientos como parte de la medida correctiva y, posteriormente, si dichas recomendaciones se habían aplicado en los planes de instrucción y manuales de procedimientos.

20.7.4 En resumen, el investigador debería intentar responder las preguntas siguientes:

a) ¿Cómo se trató la seguridad operacional en el diseño?

1) ¿Cómo trató el equipo de diseño los peligros reconocidos comúnmente y cómo satisface la arquitectura del diseño los criterios de las especificaciones de FAR/JAR?

b) Pedir los análisis que identificaron los peligros y las medidas correctivas del diseño.

1) ¿Se evaluaron correctamente las clasificaciones de los peligros identificados?

2) ¿Se incluyó la instrucción en las medidas correctivas de procedimientos?

c) Examinar específicamente el diseño a la luz del accidente que se investiga.

1) ¿Qué medidas correctivas deberían recomendarse sobre la base del accidente?

d) Identificar las especificaciones y criterios de diseño que corresponden. ¿Se aplicaron?

e) ¿Era inapropiado el nivel de riesgo aceptable?

f) ¿Ha cambiado la misión o el uso sin una evaluación de la seguridad operacional revisada?

20.8 SISTEMAS DE INVESTIGACIÓN

20.8.1 En primer lugar, se debe investigar la operación en el momento de la falla. ¿Excedió el componente o sistema los parámetros operacionales normales en términos de tiempo en servicio, gama de movimientos, velocidad, habilitación o capacidad? De ser así, cabía esperar la falla del sistema o elemento. No obstante, la cuestión debería ser si el resultado de esta falla había sido adecuadamente identificado en el proceso de evaluación de la seguridad operacional. Otro caso a señalar es el accidente de 2001 relacionado con la falla del empenaje vertical del vuelo 587 de American Airlines, un Airbus 300, en el que el hecho de volar dentro de la estela de una aeronave precedente, conjuntamente con una agresiva entrada de mando por el piloto, excedió la integridad estructural de la célula.

20.8.2 Por otra parte, si el elemento o sistema no excedía de sus parámetros operacionales normales establecidos, deberá responderse a una serie de cuestiones diferentes. En este caso, el investigador debe determinar si el diseño era adecuado para la operación en curso. Una vez más, habrá que dirigirse a la especificación de diseño original para obtener la información correspondiente y compararla con la experiencia operacional real. A continuación se evalúa el mantenimiento del sistema. Cabe preguntar si las especificaciones cumplen los requisitos reales de la operación. Finalmente, si ocurre una falla imprevista, el investigador debería evaluar los intervalos de inspección del sistema o componente. Durante el desarrollo inicial del diseño, se establecen muchos intervalos de inspección sobre la base de índices de falla calculados o previstos o del tiempo medio entre fallas (MTBF). Con frecuencia estas son estimaciones muy pesimistas. A medida que se dispone de más datos operacionales estos intervalos pueden ajustarse para reflejar los mejores datos en “tiempo real”. Normalmente, esto conduce a una prolongación de los intervalos de inspección o de sustitución. Esto es correcto en la medida en que el sistema mantiene un MTBF constante. No obstante, a medida que el sistema envejece, el MTBF con frecuencia comienza a reducirse. Ello significa que el intervalo de inspección establecido ya no resulta adecuado para impedir que ocurran fallas. Una vez más, el investigador debe comparar los valores previstos con la experiencia real para determinar la medida correctiva adecuada.

20.9 ENSAYO Y EVALUACIÓN E INVESTIGACIÓN

20.9.1 La finalidad de un programa de ensayos consiste en proporcionar pruebas de los cálculos teóricos con respecto al diseño, fiabilidad y seguridad operacional. Los tipos de ensayo normalmente relacionados con diseños son:

a) *Ensayo de desarrollo del diseño.* Se aplica para validar que el diseño satisface los requisitos de fiabilidad o seguridad operacional o para subrayar áreas que hay que mejorar.

b) *Ensayo de demostración y calificación.* Se utiliza para demostrar el cumplimiento de los requisitos de diseño o para determinar si debería considerarse un diseño en particular para su aplicación prevista.

c) *Ensayo de aceptación.* Se aplica para determinar si debería aceptarse o rechazarse el uso de una pieza, conjunto o elemento final; y

d) *Ensayo operacional.* Está diseñado para verificar los análisis realizados durante el proyecto y proporcionar datos sobre modificaciones de los procedimientos y políticas operacionales en la medida en que afecten la fiabilidad, capacidad de mantenimiento y seguridad operacional.

20.9.2 Para todos estos tipos de ensayo, el objetivo consiste en validar o mejorar el diseño, no específicamente la validación de la seguridad operacional. Aunque puedan realizarse ensayos para la seguridad operacional, estos constituyen un gasto importante en cualquier programa de modo que esos ensayos especializados se limitan con frecuencia a tratar peligros específicos. La ventaja fundamental para la seguridad operacional de la mayoría de los ensayos es la validación de las medidas de control de peligros en el diseño y, de ser necesario, la identificación de peligros o reacciones imprevistas frente a las medidas de diseño.

20.9.3 Un programa exhaustivo de ensayos y evaluación produce varios informes y muchos datos que podrían resultar útiles para el investigador. Estos comprenden informes sobre análisis de ensayos, listas de peligros identificados y listas de datos de seguridad operacional requeridos, entre otros. Estos elementos pueden ser fuente de información valiosa para el investigador del accidente. Uno de los aspectos que el investigador debería considerar es la interacción entre los diversos análisis, el diseño y el programa de ensayos. Una etapa clave en el proceso de diseño es la verificación de que el diseño realmente satisface los criterios de seguridad operacional. Esto puede hacerse mediante análisis, inspección o ensayos. Si el investigador del accidente descubre indicios de que los criterios de diseño pueden no haberse satisfecho, es fundamental que se evalúe el programa de ensayos para determinar la veracidad de esto y las razones.

20.9.4 No puede caber duda alguna acerca de la importancia de un programa de ensayos completo, integrado, planificado, documentado y vigorosamente ejecutado. Para ello es fundamental contar con un procedimiento de ensayos bien elaborado y ejecutado. Cuanto más alto sea el nivel de fiabilidad requerido o, más importante, la seguridad operacional, tanto más crítica será la calidad del procedimiento de ensayo.

20.9.5 Los procedimientos de ensayo se diseñan para describir y controlar tres áreas específicas de los ensayos. El investigador, al evaluar un programa de ensayos, debería concentrarse en cuan bien el procedimiento satisface sus objetivos.

20.9.6 La primera área es la calibración del equipo de ensayo. Esta calibración debe efectuarse con respecto a normas elaboradas por organismos de normalización reconocidos internacionalmente. El investigador debería verificar que se han calibrado los cables y puntas de prueba. La calibración debería incluir la entrada así como los aspectos de medición del equipo y también que las condiciones ambientales reflejen el entorno previsto.

20.9.7 Estrechamente vinculada a la calibración está la segunda área, es decir la prueba del equipo de ensayo. Esto constituye una demostración formal de que el diseño y configuración del equipo de ensayo para este ensayo específico realiza verdaderamente su función prevista cuando se le conecta al soporte físico del ensayo. También se utiliza la comprobación para descubrir anomalías imprevistas en el equipo o condiciones. Para el investigador, es importante el registro de realización de dichas comprobaciones, en particular para nuevos equipos de ensayo.

20.9.8 La tercera área del control de procedimiento es el propio programa de ensayos. Este programa no solamente debería describir en detalle todos los ajustes, conexiones y secuencias de conmutación necesarias para el ensayo, sino también incluir hojas de datos detalladas que registren claramente todos los datos pertinentes necesarios para la realización satisfactoria del ensayo.

20.9.9 Existe otro beneficio principal de los ensayos para el diseñador y el investigador de accidentes. Este es la detección de operaciones o indicaciones no especificadas y no deseadas. El problema está en que la mayoría de las especificaciones se escriben para describir lo que un sistema debe hacer pero, aparte de algunos sucesos obviamente críticos, rara vez especifican lo que un sistema no debe hacer. No obstante, si un plan de ensayos está bien redactado, exigirá la documentación de operaciones o indicaciones inusuales o no especificadas, especialmente las de carácter adverso. Una de las cuestiones que el investigador de accidentes debería plantearse es, por lo tanto, si el programa de ensayos descubrió alguna indicación de las características o efectos operacionales observados en la secuencia del accidente. Entonces, si tales efectos adversos se descubrieron, la pregunta siguiente sería plantear si se tomó alguna medida de diseño para controlar el efecto y en qué consistió la misma.

20.10 RESUMEN

Las fallas de diseño son una parte relativamente pequeña del historial general de accidentes en la aviación moderna. Esto se debe en gran medida al énfasis de la comunidad aeronáutica a lo largo de los años para garantizar un diseño seguro. No obstante, errores, omisiones, usos erróneos y fallas realmente ocurren y, cuando un problema de diseño parece ser parte de la secuencia del accidente, el investigador debe regresar al proceso de diseño para comprender plenamente esas deficiencias y luego formular recomendaciones para corregirlas. Un experto en diseño de aeronaves debería ser parte del equipo de investigación cuando se opine que aspectos de diseño han sido causa de un accidente o incidente grave o han contribuido al mismo.

— FIN —

ISBN 978-92-9249-764-4