

INFORME FINAL

EXPEDIENTE 004/2012

ACCIDENTE AÉREO

AERONAVE MARCA: BELL HELICOPTER, MODELO: 206L-4

MATRÍCULA YV1985

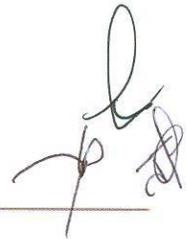
EXPLOTADOR: LLOYD AVIATION C.A.

**LUGAR: MONTAÑA AUYAN TEPUY, PARQUE NACIONAL
CANAÍMA, ESTADO BOLÍVAR.**

REPÚBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA

HORA: 17:15 UTC

18 DE ENERO DE 2012.





ACLARATORIA.

El presente informe es un documento técnico que refleja las conclusiones de la **DIRECCION GENERAL PARA LA PREVENCIÓN E INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES AÉREOS DEL MINISTERIO DEL PODER POPULAR PARA TRANSPORTE ACUÁTICO Y AÉREO**, con relación a las circunstancias en que se produjo el suceso, objeto de la presente investigación.

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al CONVENIO SOBRE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL (Chicago/44), ratificado por la Ley Aprobatoria del Protocolo Relativo al Texto Auténtico Trilingüe del Convenio Sobre Aviación Civil Internacional, publicado en Gaceta Oficial de la República de Venezuela N° 1976 de fecha 22 de febrero de 1977, esta investigación técnica tiene un carácter estrictamente administrativo, sin que sus conclusiones generen presunción de culpas sobre los hechos investigados.

El capítulo 5 del mismo anexo, aparte 5.4.1, se establece lo siguiente: *Recomendación - Todo procedimiento judicial o administrativo para determinar la culpa o responsabilidad debería ser independiente de toda investigación que se realice en virtud de las disposiciones del presente anexo.*

La conducción de la investigación ha sido efectuada únicamente con el objetivo fundamental de prevenir sucesos similares, de modo que no se ha recurrido necesariamente en todos los casos a procedimientos de prueba de tipo judicial.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier otra, de índole administrativa o judicial, que en relación con las consecuencias del suceso, pudiera ser incoada con arreglo al ordenamiento legal.

Este informe consta de cuatro partes:

1. **INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.**
2. **ANÁLISIS.**
3. **CONCLUSIONES.**
4. **RECOMENDACIONES.**

ÍNDICE.

	Página
LISTA DE ABREVIATURAS.....	vii
SINOPSIS.....	1
1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.....	2
1.1 RESEÑA DEL VUELO.....	2
1.2 LESIONES A PERSONAS.....	2
1.3 DAÑOS A LA AERONAVE.....	3
1.4 OTROS DAÑOS.....	3
1.5 INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL.....	3
1.5.1 <i>Piloto al mando</i>	3
1.6 INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE.....	4
1.6.1 <i>Aeronave</i>	4
1.6.2 <i>Certificado de matrícula</i>	4
1.6.3 <i>Certificado de aeronavegabilidad</i>	5
1.6.4 <i>Registros de mantenimiento</i>	5
1.6.6 <i>Motor</i>	5
1.6.7 <i>Rotores</i>	5
1.6.8 <i>Palas del rotor principal</i>	5
1.6.9 <i>Masa y centrado</i>	6
1.6.10 <i>Tipo de combustible utilizado</i>	6
1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA.....	6
1.7.1 <i>Informe de las condiciones meteorológicas "Montaña Auyantepuy"</i>	6
1.8 AYUDAS A LA NAVEGACIÓN.....	8
1.9 COMUNICACIONES.....	8
1.10 ÁREA GEOGRÁFICA.....	9
1.11 REGISTRADORES DE VUELO.....	9
1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE.....	9
1.12.1 <i>Dispersión de los restos</i>	9
1.13 INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA.....	13
1.14 INCENDIO.....	13
1.15 SUPERVIVENCIA.....	14
1.16 ENSAYOS E INVESTIGACIONES.....	14



1.16.1 Traducción del informe referente a la investigación realizada por Rolls Royce al motor 250-C30P, S/N: CAE895733 en fecha 14/08/2012.	14
1.16.2. Informe del análisis de falla de la pala fracturada (A-5591) elaborado en la Universidad Central de Venezuela.	22
1.17 INFORMACION ORGÁNICA Y DE DIRECCIÓN.....	24
1.17.1 Certificado de Operación.	24
1.17.2 Dirección de Operaciones.	24
1.17.3 Dirección de Mantenimiento del Explotador.	25
1.17.4 Organización de Mantenimiento Aeronáutico del Explotador.	25
1.17.5 Programa de vigilancia de la Autoridad Aeronáutica.	25
1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL.	26
1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES O EFICACES.	28
2. ANÁLISIS.	29
2.1 ANÁLISIS DEL SUCESO.	29
2.1.1 Análisis de la trayectoria de la aeronave antes del impacto.	29
2.1.2 Resultados obtenidos del análisis de fallas efectuado a la pala A-5591.	31
2.1.3. Análisis sobre el cumplimiento del SB206L-09-159 emitido en el año 2009 y el AD CF2011-44 emitido en el año 2011.	35
3. CONCLUSIONES.	36
3.1 HECHOS DEFINIDOS.	36
3.2 CAUSAS.	38
3.2.1. Factor Causal.	38
3.2.2. Factores Contribuyentes.	38
4 RECOMENDACIONES.	38



ÍNDICE DE FOTOGRAFÍAS.

Fotografía 1. Daños generales de la aeronave.	3
Fotografía 2 Aeronave Bell 206 L-4, matrícula YV1985.....	4
Fotografía 3. Condiciones meteorológica minutos antes del accidente.	8
Fotografía 4. Imagen satelital del lugar del suceso.	9
Fotografía 5 Dispersión de los restos y la ubicación del botalón de cola de la aeronave YV1985.	10
Fotografía 6 Condición de los comandos del colectivo (izquierda) y cíclico (derecho).	11
Fotografía 7 Palas del rotor principal s/n 5533 (1) y pala s/n 5591 (2) fracturada durante el vuelo.	12
Fotografía 8 Restos del rotor de cola de la aeronave YV1985.	12
Fotografía 9 Estilla de madera en el piñón de la caja de engranajes del rotor de cola.	13
Fotografía 10 Panel de instrumentos de la aeronave YV1985.....	15
Fotografía 11 Lado izquierdo del motor acoplado en el helicóptero en el lugar del suceso.	16
Fotografía 12 Alabes de la primera etapa del compresor.	17
Fotografía 13 Daños por impacto rotacional en los alabes del compresor visto a través del boroscópio.....	17
Fotografía 14 Motor modelo 250-C30P, serial CAE-895733.....	19
Fotografía 15 Vista frontal del compresor del motor.	20
Fotografía 16 Tubo de descarga del compresor del lado derecho.....	20
Fotografía 17 Tubo de descarga del compresor del lado izquierdo.	21
Fotografía 18 Marcas rotacionales en el eje de transmisión.	21
Fotografía 19 Falla por sobre esfuerzo en el eje del rotor de cola.	22
Fotografía 20 Fractura del mástil a consecuencia del desbalance dinámico producido por las palas del rotor principal.	30
Fotografía 21 Posición de los pedales después del impacto.	30
Fotografía 22 Mecanismo de grieta de la pala.	31
Fotografía 23 Propagación de la fractura desde el origen (O) en el extradós (lado blanco) de la pala A-5591.....	31
Fotografía 24 Marcas de playa presentes en la viga espaciadora de la pala A-5591.	32
Fotografía 25 Zona primaria de agrietamiento en el extradós de la pala A-5591.....	32
Fotografía 26 Picaduras por corrosión debido a la exposición del metal sin protección al efecto del medio ambiente.....	33
Fotografía 27 Picaduras por corrosión vista desde el microscopio óptico y el MEB.	33
Fotografía 28 Picaduras por corrosión en el borde de ataque de la pala A-5591.....	33
Fotografía 29 Grietas del mecanismo de corrosión bajo tensión favorecido por elementos de Cl y S.....	34
Fotografía 30 Propagación de grietas en el área de fractura.	34
Fotografía 31 Agrietamiento por fatiga de la viga espaciadora.	35
Fotografía 32 En la Mico estructura de la pala se puede observar la ausencia de inclusiones en la aleación.	35

ÍNDICE DE IMÁGENES.

Imagen 1 Satélite meteorológico GOES.....	7
Imagen 2 Representación grafica de los segmentos en donde se fracturó el botalón de cola.....	10



LISTA DE ABREVIATURAS.

AD	Directivas de Aeronavegabilidad.
Al 2014	Aleación de Aluminio al Cobre.
AP	Avance progresivo.
BC	Bloques cristalinos.
CICPC	Cuerpo de Investigaciones Científicas Penales y Criminalísticas.
Cl	Cloro.
cm	Centímetro (Unidad de Longitud).
Cu	Cobre.
DGPIAAE	Dirección General para la Prevención e Investigación de Accidentes Aéreos.
EAD	Directivas de Emergencia de Aeronavegabilidad.
EDS	Espectroscopia de Energía Dispersiva.
EF	Estricciones de fatiga.
ELT	Localizador de Radio Impacto (siglas en inglés).
FAA	Administración Federal de Aviación.
ft	Pies (Unidad de Longitud).
Gal	Galones (Unidad de Capacidad).
HB	Escala Brinell (escala de dureza).
HLV	Hora Local Venezolana.
Hrs	Horas, tiempo de vuelo de piloto o producto aeronáutico.
IG	Intergranular.
INAC	Instituto Nacional de Aeronáutica Civil.
IND	Inspecciones no Destructivas.
Jet A-1	Combustible para aeronaves con motores a turbina.
JIAAC	Junta Investigadora de Accidentes de Aviación Civil (Venezuela).
Kg	Kilogramo (Unidad de Masa).
Kt	Nudos (unidad de velocidad).
Lbs.	Libras (Unidad de masa).
m	Metros (medida de distancia).
M	Microhoyuelos.
mb	mili Bar (unidad de presión).
MBO	Manual Básico de Operaciones.
MEB	Microscopio Electrónico de Barrido.
Mg	Magnesio.
MHz	Megahercios.
Mn	Manganeso.
MSL	Metros sobre el nivel del mar.
N1	Compresor de baja.
N2	Compresor de alta.
NDT	Ensayos no Destructivos.
OACI	Organización de Aeronáutica Civil Internacional.
OMAC	Organización de Mantenimiento Aeronáutico Certificada.
P/N	Número de parte.





RAV	Regulación Aeronáutica Venezolana.
S	Azufre.
S/N	Número de serial.
SE	Salto o escalones.
SHP	Caballos de potencia al eje.
Si	Silicio.
SVCB	Designador OACI para el Aeropuerto de Ciudad Bolívar, estado Bolívar.
SVUQ	Designador OACI para el Aeródromo de Uonquén estado Bolívar.
T6	Tratamiento térmico envejecido artificialmente.
TCCA	Autoridad Aeronáutica de Canadá.
TG	Transgranular.
TSN	Tiempo desde nuevo.
TT	Tiempo total.

SINOPSIS.

La Dirección para la Prevención e Investigación de Accidentes Aéreos del Ministerio del Poder Popular para Transporte Acuático y Aéreo, presenta el de Informe Final correspondiente a la investigación realizada con ocasión del accidente ocurrido a la aeronave marca Bell Helicopter, modelo 206L-4, matrícula YV1985, de uso comercial, ocurrido en el Parque Nacional Canaima en la montaña Auyantepuy, Estado Bolívar.

El accidente fue informado por el propietario de la aeronave Lloyd Aviation C.A., a la Dirección de Prevención e Investigación de Accidentes Aéreos como organismo encargado de la investigación, de acuerdo a lo dispuesto en el artículo 99 de la Ley de Aeronáutica Civil vigente de la República Bolivariana de Venezuela, y ésta Dirección a su vez produjo la notificación del mismo a través del formulario JIAAC/NAI N° 004/2012.

Nota: A los efectos del presente informe, se utilizará de preferencia la indicación horaria en tiempo universal coordinado UTC (Z), todas las alturas serán en referencia al nivel medio del mar (MSL) y todos los rumbos en referencia al norte magnético, a menos que expresamente se indique otra cosa.

El día 18 de enero de 2012, aproximadamente a las 17:15 UTC, la aeronave marca Bell Helicopter, modelo 206L-4, matrícula YV1985 con un (1) tripulante y cuatro (4) pasajeros a bordo, cuando se encontraba realizando un vuelo turístico, se precipitó sobre la montaña Auyantepuy, resultando totalmente destruida y todos sus ocupantes fallecidos.



1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.

1.1 RESEÑA DEL VUELO.

El día 18 de enero de 2012 la aeronave marca Bell Helicopter, modelo 206L-4, matrícula YV1985 con un (1) tripulante y cuatro (4) pasajeros a bordo, despegó aproximadamente a las 13:30 UTC del campamento de Sierra Lema, estado Bolívar con destino al Aeródromo de la comunidad de Uonquén (SVUQ), con la finalidad de realizar un vuelo turístico por el Parque Nacional Canaima.

Después del despegue, acompañado del YV1509 (Bell 407) y YV1378 (Bell 206), que se encontraban realizando la misma ruta turística, despegó la aeronave que resultó accidentada e informó que efectuaría varios pasajes por diferentes Tepuyes y caídas de agua en el Parque Nacional. En el momento en que la aeronave llegó a "El Paso de los Bandidos" en el Auyantepuy, informó que se dirigiría a la caída de agua del Salto Ángel, lugar donde se encontraba la aeronave YV1509. Esta fue la última comunicación que se recibió de la aeronave YV1985.

Aproximadamente a las 17:15 UTC el sistema ELT de esta aeronave comenzó a radiar la señal de emergencia, que fue recibida por el Centro de Control Maiquetía.

Para este momento, los tripulantes de las aeronaves que acompañaban a la aeronave desaparecida, realizaron vuelos de búsqueda por la ruta que habían establecido en principio y con las coordenadas en las cuales se ubicó la señal emitida por el radio impacto del YV1985, sin obtener ningún resultado.

El día 19 de enero aproximadamente a las 15:00 UTC y luego de varios vuelos de búsqueda por parte de personal de rescate y pilotos de la zona, la aeronave fue localizada en la cima del Tepuy totalmente destruida y con todos sus ocupantes fallecidos.

1.2 LESIONES A PERSONAS.

LESIONES	TRIPULACIÓN	PASAJEROS	OTROS
MORTALES	1	4	0
GRAVES	0	0	0
LEVES	0	0	n/a
NINGUNA	0	0	n/a



1.3 DAÑOS A LA AERONAVE.

La aeronave quedó totalmente destruida, con el botalón y rotor de cola desprendido, el estabilizador del botalón fracturado y los esquíes separados del casco. La célula con el motor acoplado quedó enterrada, presentando ambos severas abolladuras.

El conjunto del rotor principal se encontró separado de los restos principales y con daños de importancia. El mástil se halló con una fractura por torsión en su parte inferior, a centímetros del acople de la transmisión principal.



Fotografía 1. Daños generales de la aeronave.

1.4 OTROS DAÑOS.

Se presentaron daños a la vegetación en el Parque Nacional, como consecuencia del impacto.

1.5 INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL.

1.5.1 *Piloto al mando.*

Sexo: Masculino.

Nacionalidad: Venezolana.

Edad: 47 años.

Tipo de Licencia: Piloto comercial de helicóptero.

Fecha de Expedición: 08 de Septiembre de 2005.

Restricciones Médicas: uso de lentes correctores.
Habilitaciones: vuelo instrumental, H-500; B-206; R-44.
Fecha de vencimiento: 21 de Octubre de 2012.
Horas Totales: 9905.4 hrs

1.6 INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE.



Fotografía 2 Aeronave Bell 206 L-4, matrícula YV1985

1.6.1 Aeronave.

Marca: Bell Helicopter.
Modelo: 206L-4
Serial: 52022
Matrícula: YV1985
Año de Fabricación: 1993
Certificado Tipo: H2SW.
Peso Máximo de Despegue (Carga interna): 4450 lbs. (2018,5 Kg).
Peso Máximo de Despegue (Carga externa): 4550 lbs. (2063,8 Kg).
Asientos (capacidad): 6 (1 tripulantes + 5 pasajeros)
Horas totales de la Aeronave: 5269,8 hrs
Última inspección de Mantenimiento: 16 de Noviembre de 2011.

1.6.2 Certificado de matrícula.

Número: 0861
Fecha de Expedición: 11 de Julio de 2006.

1.6.3 *Certificado de aeronavegabilidad.*

Número: 05976.

Fecha de Expedición: 09 de Agosto de 2010.

Fecha de Vencimiento: 09 de Agosto de 2012.

Tipo: **Normal.**

1.6.4 *Registros de mantenimiento.*

Horas totales de la aeronave (casco) (TT): 11584,9 hrs

Última Inspección de mantenimiento: 16 de Noviembre 2011.

Horas desde la última inspección de mantenimiento: 47,9 hrs

1.6.6 *Motor.*

Marca: Rolls-Royce

Modelo: 250-C30P

Serial: CAE-895733

Potencia: 373,7 SHp

Horas Totales (TSN): 5244 hrs.

1.6.7 *Rotores.*

Especificaciones	Rotor Principal	Rotor de Cola
Marca	Bell Helicopter	Bell Helicopter
Serial	HB-416	HB-328
Modelo	206-011-100-159	206-011-810-139
Horas Totales	5269,8	5269,8

1.6.8 *Palas del rotor principal.*

	PALA 1	PALA 2
Número de Parte	206-015-001-115	
Número de Serial	A-5533	A-5591
Horas Totales (TT)	1728,98 HRS.	





1.6.9 Masa y centrado.

Peso vacío: 2619 lbs.

Peso Máximo de Despegue (Carga interna): 4450 lbs. (2018,5 Kg).

Peso Máximo de Despegue (Carga externa): 4550 lbs. (2063,8 Kg).

Capacidad de combustible (usable): 110,7 Gal

Capacidad de combustible (no usable): 1 Gal

Nota: De acuerdo a lo establecido en el manifiesto de carga para la fecha del accidente y al último peso y balance realizado en fecha 29 de abril de 2009, se pudo constatar que la aeronave se encontraba dentro de los límites establecidos por el fabricante para realizar el vuelo propuesto.

1.6.10 Tipo de combustible utilizado.

JET A-1

1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA.

1.7.1 Informe de las condiciones meteorológicas "Montaña Auyantepuy, Parque Nacional Canaima Estado Bolívar" emitido por el Servicio de Meteorología de la Aviación Militar Bolivariana.

Situación General.

Continúa dorsal anticiclónica sobre el mar Caribe al norte de Venezuela generando buen tiempo en gran parte del territorio nacional. Sin embargo, en la región Zuliana y sur del país se aprecia cielo parcialmente nublado durante el periodo con probables precipitaciones débiles de corta duración en horas vespertinas y nocturnas principalmente en zonas montañosas y línea costera producto de la convección diurna.

METAR de la estación de Ciudad Bolívar (SVCB).

METAR SVBC 181500Z 07006KT 9999 SCT013 29 /// Q1013=

METAR SVBC 181600Z 09010KT 9999 SCT013 29/// Q1012=

Sinopsis del METAR.

Se escogió los datos meteorológicos de la Estación Meteorológica de Ciudad Bolívar, ubicada en los 08° 09' N, de latitud y 063° 34' W, de longitud, altitud 43 m por ser la más cercana a El Parque Nacional Canaima, ubicado en los 05° 59' N de latitud y 062° 34' W de longitud, altitud 45 m. Según los METAR de la estación

meteorológica del día 18 de enero del año 2012 a las 11:30 HLV, se encontraba un viento de componente Este, con una velocidad de seis (6) Kt. La visibilidad horizontal mayor a diez (10) Km; en cuanto a la nubosidad, se registró nubes con base a 1300 ft con una temperatura de 29 °C, una presión atmosférica (QNH) de 1013 milibares (mb). Posteriormente, a las 11:30 HLV, el viento era de componente Este, con una velocidad de 10 Kt, una visibilidad por encima de los 10 Km. En cuanto a la nubosidad, se registró cielo parcialmente nublado con base a los 1300 ft, la visibilidad horizontal mayor a diez (10) Km, con una temperatura de 29 °C, QNH de 1012 mb.

NOTA: no hay registros de los puntos de rocío por inoperatividad del instrumento meteorológico.



Imagen 1 Satélite meteorológico GOES.

Sinopsis de la imagen de satélite.

En las imágenes del satélite (Goes-13) del día 18 de Enero del 2012 entre las 10:30 HLV y las 11:30 HLV, se puede apreciar el cielo parcialmente nublado, con nubes de tipo estratiforme y cumuliforme, que pudo haber generado precipitaciones de tipo llovizna débil en esta área en específico.

Nota: La información del METAR fue emitida desde la estación de Bolívar, ubicada a 100 MN del lugar del accidente y de acuerdo a lo declarado por los pilotos que se encontraban volando las otras aeronaves, las condiciones meteorológicas sobre el Auyantepuy para el momento del accidente eran desfavorables, con un techo de nubes de 4500 ft y fuertes ráfagas de vientos.

En el Parque Nacional Canaima existe un fenómeno meteorológico llamado microclima, el cual se define como un conjunto de afecciones atmosféricas que caracterizan un entorno o ámbito reducido. Por ende, el lugar en donde ocurrió el accidente está propenso a cambios repentinos de presión y temperatura a consecuencia de la topografía, altitud-latitud, luz y cobertura vegetal.

Durante la visita al lugar del suceso se pudo recabar dos cámaras fotográficas que se encontraban entre los restos de la aeronave, donde se observó que durante el vuelo había estratocúmulos sobre la cima del Tepuy, evidenciando que las condiciones meteorológicas para el momento del accidente eran limitadas en algunas zonas del Parque Nacional Canaima.



Fotografía 3. Condiciones meteorológica minutos antes del accidente.

1.8 AYUDAS A LA NAVEGACIÓN.

La zona donde se realiza el vuelo no cuenta con ayudas a la navegación.

1.9 COMUNICACIONES.

El piloto del YV1985 mantuvo comunicaciones regulares con los pilotos de las aeronaves YV1509 y YV1378, hasta el momento en que la aeronave accidentada realizó su último contacto cuando iba desde el "Paso de los Bandidos" hacia el Salto Ángel.



1.10 ÁREA GEOGRÁFICA.



Fotografía 4. Imagen satelital del lugar del suceso.

El Parque Nacional Canaima está situado hacia el sureste de Venezuela en una zona boscosa y con unas formaciones montañosas tipo Tepuy, las cuales van desde los 3000 ft hasta los 6000 ft de altitud.

1.11 REGISTRADORES DE VUELO.

La aeronave no estaba equipada con un registrador de datos de vuelo o con un registrador de voz del puesto de pilotaje. La reglamentación pertinente no exigía transportar uno u otro de los registradores.

1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO.

1.12.1. *Dispersión de los restos.*

Célula.

El fuselaje impactó contra el terreno de forma invertida, los esquís se desprendieron y quedaron aproximadamente a un metro y medio (1,5 m) separado del casco (véase fotografía 5).



Fotografía 5 Dispersión de los restos y la ubicación del botalón de cola de la aeronave YV1985.

La sección del botalón se encontró separada del fuselaje, sin la aleta y rotor de cola, con abolladuras a lo largo de su estructura y fracturado en tres partes. (Véase imagen 2).

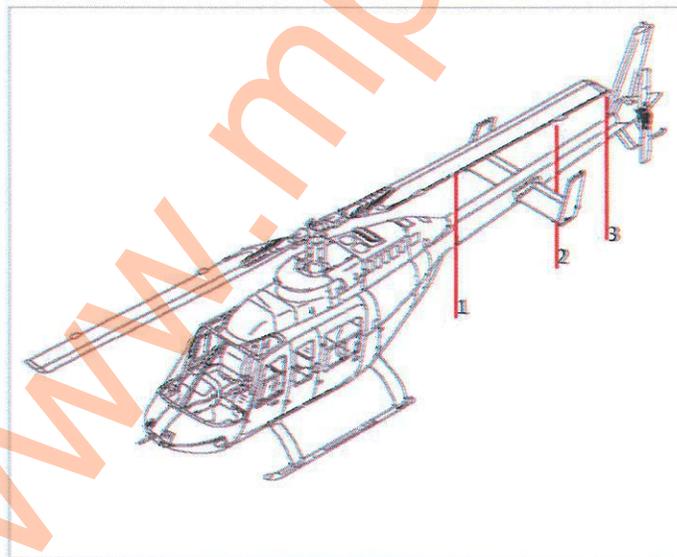


Imagen 2 Representación grafica de los segmentos en donde se fracturó el botalón de cola.

Los controles de mando cíclico y colectivo se encontraban dentro de la cabina y ambos presentaron libre movimiento por la ruptura de los mecanismos de control que se interconectaban al plato azimutal.



Fotografía 6 Condición de los comandos del colectivo (izquierda) y ciclico (derecho).

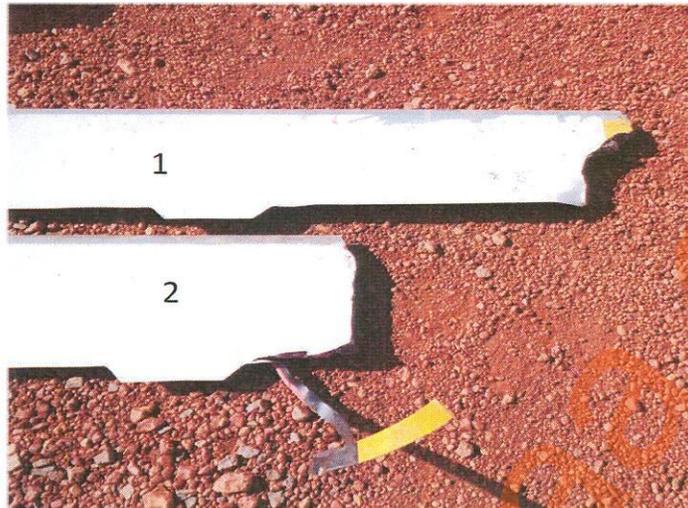
Conjunto del rotor principal.

El conjunto del rotor principal (cubo, mástil y palas), se encontró acoplado a unos cien metros del punto de impacto; el cubo no presentó daños y el mástil tenía una fractura por torsión, cercana a la transmisión principal.

A consecuencia del desprendimiento del rotor principal, el plato azimutal se desprendió y por las características geográficas del terreno no pudo ser localizado por el equipo de investigación.

Los pitch link estaban desprendidos y sin impactos de consideración.

Ambas palas presentaron daños por impacto; una de ellas se encontró fracturada aproximadamente 1 m desde la punta y no fue posible recuperar el pedazo faltante.



Fotografía 7 Palas del rotor principal s/n 5533 (1) y pala s/n 5591 (2) fracturada durante el vuelo.

Rotor de cola.

El rotor de cola se separó del eje segmentado de la transmisión, acoplado a la caja de 90° y desprendido del botalón; una de sus palas resultó comprimida y con severas abolladuras y la otra evidenció solo un dobléz en la punta.



Fotografía 8 Restos del rotor de cola de la aeronave YV1985.

El piñón de la caja de engranajes del rotor de cola, tenía incrustada una astilla de madera, encontrándose el mencionado conjunto cerca del fuselaje.



Fotografía 9 Estilla de madera en el piñón de la caja de engranajes del rotor de cola.

Motor.

El motor presentó daños de importancia, permaneciendo éste acoplado al fuselaje y enterrado aproximadamente a un metro de profundidad.

Los extremos superiores de los alabes del compresor, quedaron flexionados en el sentido contrario al de rotación. En el lugar del accidente se pudo constatar el movimiento de giro libre del compresor.

1.13 INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA.

Según estudios patológicos números 19.694, 19.691, 19.613, 19.692 y 19.695 realizados por el Departamento de Ciencias Forenses del CICPC de Ciudad Guayana, las cinco (5) personas a bordo de la aeronave fallecieron por politraumatismos y otras lesiones causadas a consecuencia del accidente.

Asimismo, el análisis toxicológico post mortem practicado al capitán de la aeronave no evidenció la existencia de alguna sustancia que pudiera haber influido en sus capacidades para la realización del vuelo.

1.14 INCENDIO.

No hubo evidencias de incendio después del impacto.

1.15 SUPERVIVENCIA.

Se constató en el lugar del suceso, que los pasajeros de la aeronave tenían colocados los cinturones de seguridad.

La observación de los restos indicó que las posibilidades de supervivencia posterior al accidente fueron escasas.

Las labores de búsqueda fueron realizadas inicialmente por los pilotos de dos los helicópteros que se encontraban realizando el vuelo turístico, atendiendo a la señal emitida por el ELT del YV1985 bajo la frecuencia de 121.5 MHz; siendo esta primera búsqueda infructífera por las condiciones meteorológicas que limitaban la visibilidad sobre la cima del Auyantepuy.

Al día siguiente fue localizada la aeronave y fueron rescatados los cuerpos por el personal de Protección Civil del estado Bolívar.

1.16 ENSAYOS E INVESTIGACIONES.

1.16.1 Traducción del informe referente a la investigación realizada por Rolls Royce al motor 250-C30P, S/N: CAE895733 en fecha 14/08/2012.

Restos e información del impacto.

El lugar del impacto no podía ser medido con precisión. Aunque la mayoría de los restos estaba contenida en un área de impacto muy pequeña, el rotor principal del helicóptero no se encontró inicialmente. Con excepción del rotor principal, todos los componentes principales de la aeronave estuvieron presentes en el lugar del impacto.

El fuselaje impactó invertido sobre el terreno, con alta velocidad vertical y baja velocidad horizontal. El impacto enterró el motor y la transmisión 3-4 pies bajo la superficie de la tierra, con los restos del fuselaje aplastado alrededor del conjunto impulsor.

Siendo así, no fue posible un examen extenso del motor, éste se llevó a cabo después de que los restos se recuperarán en una fecha posterior.

La viga y el rotor de cola fueron encontrados con el fuselaje. El botalón de cola quedó fuertemente golpeado por las fuerzas de impacto, pero no existía evidencia de que ésta haya sido golpeada por las palas del rotor principal.

El eje de accionamiento del rotor de cola, no presenció marcas rotacionales. El eje delantero segmentado de la transmisión del rotor de cola, falló debido a un

sobresfuerzo torsional el cual tiene relación con la potencia que suministraba el eje de transmisión al momento del impacto.

Las palas del rotor de cola no presentaron daños rotacionales.

Los esquiés de la aeronave no se esparcieron, sin embargo quedaron separados del fuselaje.

Los instrumentos de vuelo quedaron fuertemente destruidos a causa del impacto. Debido a la gran fragmentación de los restos, la continuidad desde el colectivo hasta el motor no pudo ser verificado.



Fotografía 10 Panel de instrumentos de la aeronave YV1985.

El rotor principal no se encontró para el momento de la investigación, sin embargo, semanas después éste fue encontrado aproximadamente a cien (100) metros de distancia de donde impactó el fuselaje. Una de las palas perdió aproximadamente un metro de superficie desde el extremo el cual nunca se encontró. Una detallada inspección a las palas de rotor principal está siendo conducidas por la DGPIAAE. Su informe fue publicado paralelo a este informe.





Inspección en el lugar del accidente.

Únicamente se pudo apreciar en el sitio del accidente el lado izquierdo del motor.



Fotografía 11 Lado izquierdo del motor acoplado en el helicóptero en el lugar del suceso.

Los intentos para sacar el motor del cráter del impacto, no tuvieron éxito dado la disponibilidad de equipos y restricciones de tiempo. Por lo tanto, se pospuso una inspección más detallada del motor hasta que se pudieran recuperar dichos restos a un lugar más seguro.

El motor estuvo expuesto a grandes fuerzas de impacto. La condición de éste era consistente con el impacto del helicóptero invertido a gran velocidad vertical contra el terreno.

Todos los montantes del lado izquierdo del motor resultaron fracturados por sobrecargas generadas por el impacto.

El conducto de escape quedó aplastado contra la parte superior del motor. Se chequeó con la mano el torque de las líneas neumáticas, de aceite y de combustible que estaban accesibles, sin encontrar alguno suelto.

El compresor podía ser rotado con la mano. Varias piezas del fuselaje no identificadas, habían sido forzadas en la entrada de aire del compresor debido a la fuerza de impacto, causando daños de importancia en los bordes de ataque de los alabes del compresor (ver fotografía 12).

Todos los alabes del compresor mostraron severos daños por impacto rotacional en los bordes de ataque, y las puntas de los alabes se doblaron en dirección opuesta a



la rotación del compresor. Esto evidencia consistentemente la rotación del compresor al momento del impacto. Una inspección boroscópica reveló que no hay evidencia de una falla operacional o de un mal funcionamiento (ver fotografía 13).



Fotografía 12 Alabes de la primera etapa del compresor.



Fotografía 13 Daños por impacto rotacional en los alabes del compresor visto a través del boroscópio.

La cuarta etapa de la turbina fue examinada a través del ducto de escape. La turbina no pudo ser rotada con la mano. No se observaron daños ni evidencia de virutas saliendo de la turbina. La inspección boroscópica reveló que no hay evidencias de fallas operacionales o de un mal funcionamiento de la sección de turbina del motor.

El inyector, fue removido para facilitar la inspección de la primera etapa de la turbina y la sección de combustión del motor. La remoción de la línea de suministro de combustible del inyector permitió que una pequeña cantidad de combustible saliera de esta línea. Esto es una evidencia positiva de suministro de combustible al motor al momento del impacto. La boquilla del inyector contenía una pequeña cantidad de combustible, corroyéndose ésta debido a la exposición a la humedad.

Se insertó un boroscópio en la boquilla del inyector a fin de examinar la primera etapa de la turbina y la sección de combustión. No hubo evidencias de falla en la turbina. Los ductos de combustión tenían una pequeña cantidad de salpicaduras metálicas. Esto es consistente con que la combustión se estaba llevando a cabo al tiempo en que el compresor estaba siendo destruido. Los desechos de metal del compresor siguieron la trayectoria del combustible hacia la cámara donde se fundieron por el calor de la combustión y salpicaron la capa interior del ducto. Esta pequeña cantidad de salpicaduras de metal sugieren que solo paso un pequeño periodo desde los daños iniciales del compresor, hasta que el motor dejara de rotar. Esto es consistente con la naturaleza del impacto de la aeronave contra el terreno.

La caja de accesorios del motor no pudo ser examinada. No se pudo tener acceso a los accesorios del motor.

Todos los participantes en la inspección inicial de los restos, acordaron que no se podía realizar una inspección del motor en el sitio del accidente por las condiciones de éste y que para una inspección más detallada se requería recuperarlo y llevarlo a un sitio más seguro.

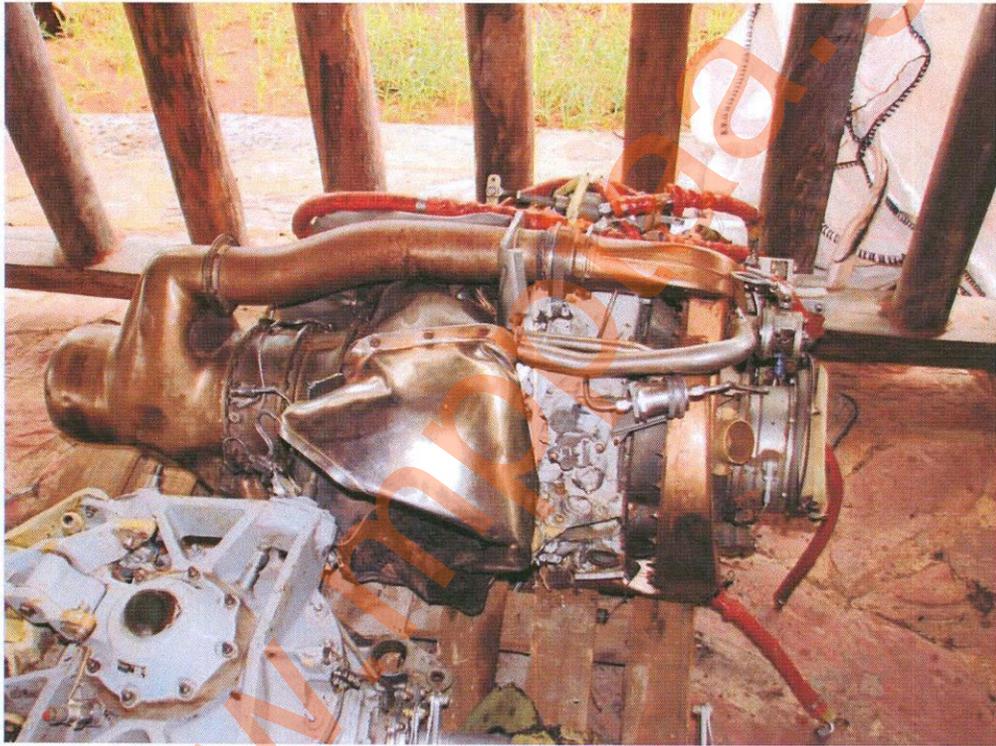
Inspección posterior del motor.

Posterior a la primera inspección en el sitio, los restos del motor fueron recuperados semanas después y entre los días 12 y 14 de junio de 2012 el motor y la transmisión principal fueron examinadas en las instalaciones del operador en Puerto Ordaz, Venezuela.

La transmisión principal fue examinada visualmente; el mástil del rotor principal se fracturó por sobre esfuerzos cerca de la transmisión. El resto del rotor principal fue examinado por la DGPIAAE.



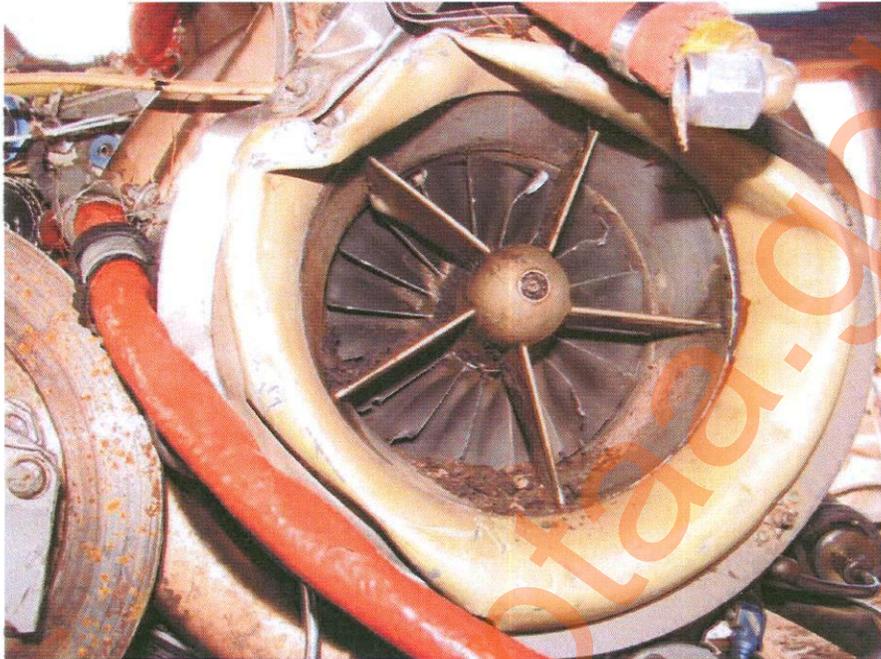
El motor se encontraba para el momento de la inspección en una plataforma de madera; éste se encontraba limpio de lodo y escombros, sin embargo éste no presentó alteraciones. Mucho de los componentes empezaban a corroerse o decolorarse, posiblemente por la exposición al ambiente tropical que recibieron mientras estaban en el sitio del accidente. Todas las conexiones de líneas neumáticas, de lubricación y combustible y las tuercas de ajustes, fueron chequeadas con la mano encontrándose al menos ajustadas.



Fotografía 14 Motor modelo 250-C30P, serial CAE-895733.

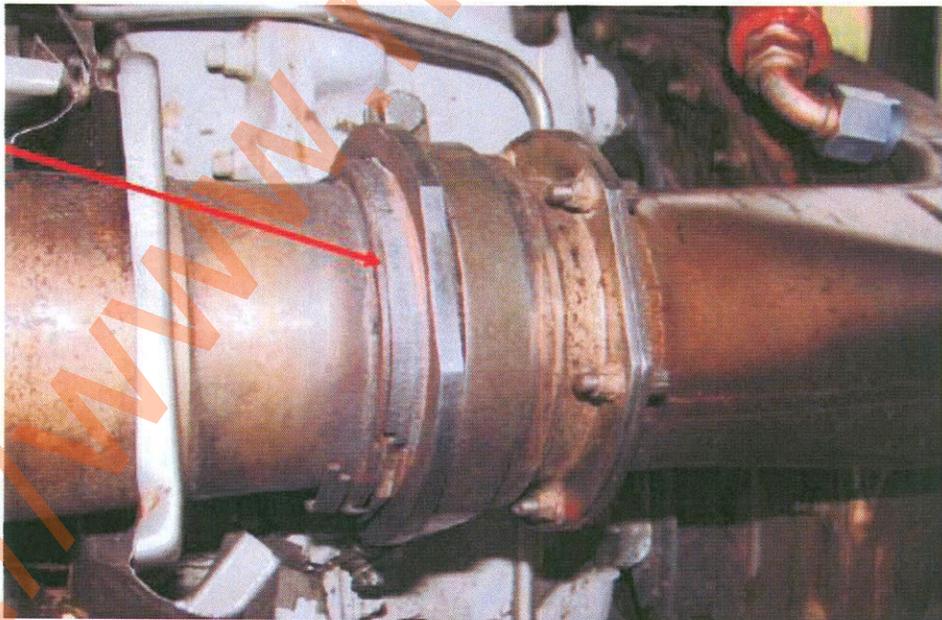
Una inspección detallada del compresor, reveló que podía ser rotado con la mano. La toma de aire del compresor, exhibió muchas deformaciones a causa de los diferentes impactos. Todos los alabes recibieron daños y dobleces en sus bordes en sentido contrario a la rotación del compresor.

El giro del compresor resultó de la rotación de arranque/generador, confirmando continuidad en N1.



Fotografía 15 Vista frontal del compresor del motor.

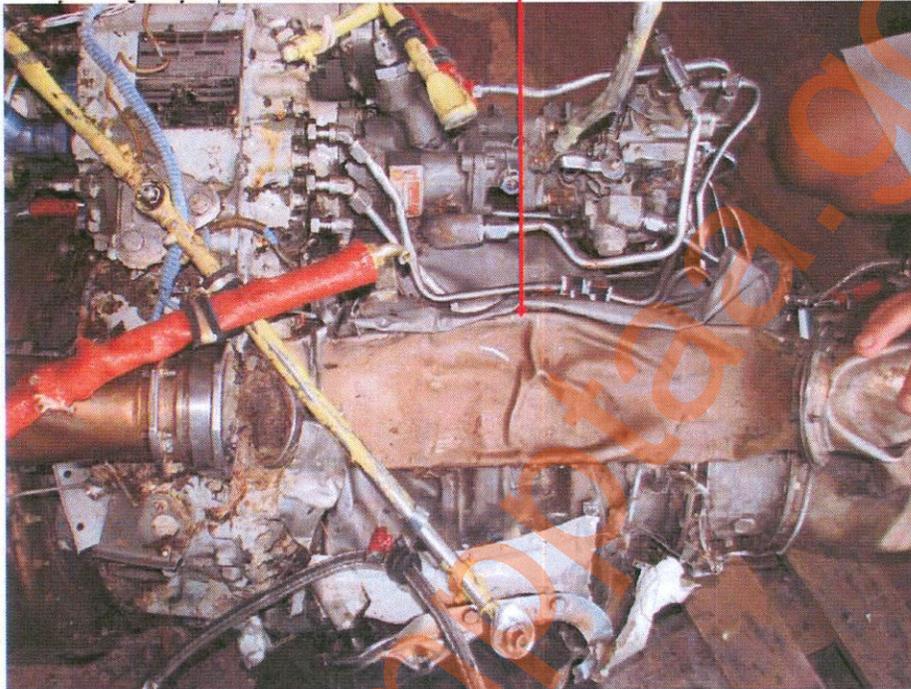
El tubo descarga del compresor del lado derecho se encontró parcialmente desacoplada de la carcasa de desplazamiento del compresor.



Fotografía 16 Tubo de descarga del compresor del lado derecho.



El tubo descarga del compresor del lado izquierdo estaba separado de la carcasa de desplazamiento del compresor y presentó fuertes daños por las fuerzas de impacto.



Fotografía 17 Tubo de descarga del compresor del lado izquierdo.

El acoplamiento del eje principal (Kaflex) falló por sobrecargas. Evidencias de marcas rotacionales que se mostraron en el eje de la transmisión.



Fotografía 18 Marcas rotacionales en el eje de transmisión.

El eje de acero del rotor de cola falló por sobre cargas torsional.



Fotografía 19 Falla por sobre esfuerzo en el eje del rotor de cola.

Los brazos del gobernador de potencia de la turbina y de la unidad controladora de combustible pudieron ser manipulados fácilmente con las manos.

La turbina de potencia pudo girarse con la mano (rotación que no pudo ser posible cuando se visitó el sitio del accidente), la rotación de la cuarta (4^{ta}) etapa del rotor de la turbina produce una potencia de giro en el eje de salida de rotor de cola, confirmando la continuidad en el N2.

1.16.2. Informe del análisis de falla de la pala fracturada (A-5591) elaborado en la Universidad Central de Venezuela.

Resumen.

En Junio 2012, la Junta de Investigación de Accidentes Aéreos, adscrita al Ministerio del Poder Popular para el Transporte Acuático y Aéreo, solicitó los servicios de asesoría de esta empresa consultora con la finalidad de llevar a cabo el estudio de Análisis de Falla de la pala (S/N= A-5591 y P/N= 206-015-001-115), de un Helicóptero Bell Modelo 206 L, matrícula YV1985, siniestrado.

Para este fin, se trasladaron los restos de ésta pala (y de la otra pala del mismo helicóptero) a las instalaciones del Laboratorio de Análisis de Fallas y Asesoría Industrial de la Escuela de Ingeniería Metalúrgica y Ciencia de los Materiales de la Universidad Central de Venezuela, con la finalidad de someter dicho componente a los análisis y ensayos pertinentes para realizar el estudio solicitado.

Una vez finalizados los estudios, ha podido concluirse en relación a la falla de este componente:

El material del que está fabricado la pala siniestrada (Aluminio 2014 T6), se encuentra acorde a las especificaciones de fabricación, sin presencia de defectos o discontinuidades microestructurales que pudiesen guardar relación con la falla ocurrida.

La secuencia de eventos presentada puede resumirse de la siguiente manera:

Un evento fortuito desconocido produjo un daño mecánico (probablemente un impacto) en la parte superior (color blanco) de la pala fallada, dicho daño penetró la lámina de aluminio del mismo material que protege al cuerpo principal del componente, permitiendo la exposición de la superficie de la pala al efecto agresivo del medio ambiente en condiciones propicias (estancamiento y atrapamiento de humedad en la zona del daño), para la generación del mecanismo de corrosión localizada de picaduras de corrosión (pitting corrosión), el cual degeneró en un agrietamiento por el mecanismo de Corrosión Bajo Tensiones (Stress Corrosión Cracking) en presencia de Cloro y Azufre presente en el medio ambiente y detectado en los restos del componente, este daño o agrietamiento previo actuó como "concentrador de esfuerzos" permitiendo la nucleación temprana de un agrietamiento por Fatiga que se extendió en dos direcciones opuestas de la zona de origen, abarcando más del 50% del área resistente y generando finalmente las condiciones para que se produjese un evento final de fractura instantánea por sobre esfuerzos en el momento de la falla. Durante este proceso también se afectó por agrietamiento de Fatiga la viga interna espaciadora pero su fractura es un evento secundario consecuencia del incremento de esfuerzos generado por la fractura primaria del cuerpo de la pala ya mencionada.

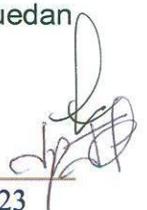
Procedimiento experimental.

Para la ejecución de este estudio se realizaron los siguientes análisis y ensayos:

Inspección visual y registro fotográfico del componente fallado, para determinación de características generales y el necesario registro de referencia.

Análisis macromorfológico y macrofractográfico asistido con Microscopía Estereoscópica de mediana magnificación para la determinación de la zona primaria de agrietamiento y la secuencia de agrietamiento del componente.

Análisis metalográfico de secciones adyacentes a la zona primaria de agrietamiento, para la determinación de las características metalográficas del mecanismo de daño presente y la observación microestructural de la aleación con la finalidad de establecer que está acorde con las especificaciones de fabricación o si presenta eventuales defectos o discontinuidades microestructurales que puedan guardar relación con la falla.



Análisis microfractográficos y ensayos de composición química puntual por técnica de Espectroscopía de Energía Dispersiva en Microscopía Electrónica de Barrido, con la finalidad de determinar el (los) mecanismo(s) de agrietamiento presente(s) en el componente fallado, la identificación aproximada del tipo de aleación y presencia de posibles elementos externos o internos que hayan podido guardar relación con la falla.

Ensayo de dureza escleroscópica del componente con la finalidad de obtener información sobre el grado de endurecimiento de esta aleación de aluminio y establecer si hay concordancia con las especificaciones de fabricación.

Los resultados del estudio de materiales de las palas se encuentran en el anexo 1

1.17 INFORMACION ORGÁNICA Y DE DIRECCIÓN.

La aeronave era operada por la empresa Lloyd Aviation C.A., cuya base de operaciones se encuentra en el Aeropuerto Internacional "Gral. Manuel Carlos Piar" (SVPR) de la ciudad de Puerto Ordaz.

En relación a la investigación el equipo de la DGPIAAE realizó una auditoría a la empresa explotadora para conocer las directrices gerenciales que se empleaban para efectuar las operaciones aéreas.

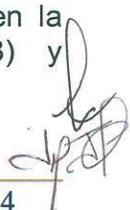
1.17.1 Certificado de Operación.

Para el momento del suceso la empresa operaba bajo la providencia administrativa N° PRE-CJ-040-11, de fecha 16 de mayo de 2011 y con una vigencia de dos (2) años. La aeronave YV1985 formaba parte de la flota que tenía la empresa, expedido en el reglamento sobre servicios No Regulares de Transporte Aéreo, publicado en Gaceta Oficial de la República Bolivariana de Venezuela N° 27.068, de fecha 05 de febrero de 1963.

1.17.2 Dirección de Operaciones.

No se tenía un control detallado de las operaciones aéreas que se llevan a cabo mensualmente y que deben ser reportados a la autoridad aeronáutica.

El explotador no presentó evidencia de disponer de un Director de Operaciones, un Jefe de Pilotos y un Gerente de Seguridad Operacional como personal gerencial mínimo requerido para los explotadores de servicios de transporte aéreo público, de pasajeros y carga, estipulados en la legislación vigente, específicamente en la Regulación Aeronáutica RAV 119, numeral 119.23(a)(2), 119.23(a)(3) y



119.23(a)(6), referente al personal requerido para operación a demanda especificadas en la RAV 135.

La compañía presentó un Manual Básico de Operaciones (MBO), el cual no se encontraba aprobado por la alta gerencia de la empresa ni por la Autoridad Aeronáutica; en éste no se observó un procedimiento estandarizado para efectuar la ruta que realizó la aeronave para la fecha del accidente o para operar en el área de La Gran Sabana.

1.17.3 Dirección de Mantenimiento del Explotador.

Se constató que la empresa aún no poseía de un Director de Mantenimiento, ni un de un Director de Control de Calidad como lo requiere la RAV119.23(a) (4) y RAV119.23(a) (5) respectivamente.

No se disponía del Manual General de Mantenimiento, el programa de mantenimiento, ni la lista de equipos mínimos aprobados por la autoridad aeronáutica para cada aeronave que opera.

1.17.4 Organización de Mantenimiento Aeronáutico del Explotador.

La empresa posee de un Certificado OMAC-140, la cual el Gerente Responsable tiene los requisitos que establece la RAV 145.16; sin embargo, no se cumplen con los requisitos establecidos en la RAV 145.17 al no disponer de un personal supervisor de mantenimiento requerido.

Se observó una dualidad en funciones de inspección y certificación de los productos aeronáuticos, debido a que los registros mostraron que el personal requerido en ambos casos por la RAV 145, sección 145.18 y 145.19, son las mismas personas.

La OMAC posee habilitaciones para reacondicionamiento de motores pero no tenía personal capacitado para efectuar, inspeccionar y certificar dichas actividades. Los ingenieros designados para certificar no tenían entrenamiento para el reacondicionamiento de estas plantas de potencia.

1.17.5 Programa de vigilancia de la Autoridad Aeronáutica.

El 25 de enero de 2012 se efectuó una inspección de vigilancia a la OMAC-140, posteriormente en fecha 27 de enero de 2012, se realizó una inspección documental y física para la renovación del Certificado de la mencionada OMA.

Al observar las actas N° 234250112BM y N° 019270112BM, se determinaron ambigüedades al describir que los manuales de mantenimiento, en especial los de reacondicionamiento, se encontraban actualizados y en la segunda acta dos días después, se especificó el requerimiento de actualizar los manuales de mantenimiento incluyendo a los departamentos NDT, motores y almacén.

En el documento N° 234250112BM, en el punto 3, hace mención que el personal certificador, de inspección, supervisor y técnicos de la organización posee las licencias y los cursos de mantenimiento actualizados de los sistemas a los cuales mantiene según su lista de capacidades, pero al observar los registros emitidos de la OMA a esta Dirección General, se constató que no había una lista de supervisores para efectuar los servicios de mantenimiento.

Por otra parte, en la lista de inspectores no se encontraba un jefe de inspección ni poseía el personal designado para esos cargos.

1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL.

Nota: las palas del rotor principal del YV1985 aparecen en una lista de posibles palas afectadas a consecuencia de un proceso inadecuado de fabricación. Es importante aclarar que una de las palas se fracturó como resultado de un evento distinto a lo enunciado en el ASB N 206L-09-159 y en el AD CF2011-44, motivo por el cual es notorio describir el objetivo de éstos y su relación indirecta con el suceso.

Descripción del boletín de servicio N 206L-09-159, emitido por Bell Helicopter en fecha 27 de julio de 2009.

La investigación realizada por la compañía Bell Helicopter referente a un accidente ocurrido en el año 2008, con una aeronave modelo 206L-1 (Carta de información 206L-08-85) reveló que se fracturó una pala del rotor principal como resultado de fatiga en el material. La investigación estableció que pudo haber ocurrido una grieta por fatiga por la combinación de tensiones residuales en el larguero y un vacío más grande de lo permitido entre el adhesivo aplicado al contrapeso de plomo interno de la pala y el larguero, ubicado entre las estaciones 100 y 145. Si existiera tal condición, se podría inducir una fatiga por la variación de fuerzas centrífugas que ocurren durante los ciclos de encendido y apagado del helicóptero.

Las palas del rotor principal afectadas por este boletín podrían tener la combinación descrita de esfuerzos residuales en el larguero y el vacío. Para que esto se considere como riesgo de desarrollo de una grieta, ambas condiciones deben cumplirse. Todas las palas listadas en la Tabla1 (véase anexo 2), pueden tener tensiones residuales en el larguero. Sin embargo puede que éstas no presenten vacíos entre el contrapeso y el larguero. La presencia de los esfuerzos residuales no puede verificarse por cualquier método de inspección. No obstante, una



inspección de rayos X del larguero puede identificar si existe un vacío inaceptable entre el contrapeso y el larguero. Si, luego de haber cumplido con la parte III de este boletín, y no se encuentra confirmación que ningún vacío excede la limitación, las palas no siguen siendo consideradas en riesgo y no se requeriría el cumplimiento de la parte II.

La Parte I de este boletín de servicio de alerta, provee instrucciones para identificar las palas del rotor principal que están afectadas.

La Parte II de este boletín de servicio de alerta, introduce un chequeo recurrente del larguero de la pala por grietas en todas las palas instaladas en los helicópteros que puedan estar afectadas.

Parte III de este boletín de servicio de alerta, provee instrucciones para realizar una sola inspección de rayos X de todas las palas afectadas. Esta inspección consiste en tomar los rayos X al larguero de la pala que será enviada a Bell Helicopter para su revisión. Después de la revisión y dependiendo del resultado, Bell Helicopter enviará una carta que contendrá uno de los siguientes resultados:

- La pala puede permanecer en servicio sin que se requiera ninguna otra acción (terminando la acción de este boletín).
- La pala puede permanecer en servicio, pero se requiere del cumplimiento de la parte II de este boletín hasta el retiro de servicio de la pala.

La radiografía debe tomarse por facilitadores de inspecciones no destructivas (IND) con experiencia en el cumplimiento de rayos X para la industria aeroespacial. El facilitador de IND también debe ser capaz de realizar el trabajo descrito en la parte II de las instrucciones de cumplimiento de este boletín de servicio de alerta. Propietarios/Operadores pueden contactar el servicio local de atención al cliente de o referirse al soporte al cliente de Bell Helicopter y al directorio de servicio para localizar al facilitador para el IND más cercano, o los talleres aprobados por Bell para la reparación de palas del rotor principal.

Traducción de la Directiva de Aeronavegabilidad de Emergencia N° CF2011-44 emitido por la Autoridad Aeronáutica Canadiense en fecha 29/11/2011.

Antecedentes.

La investigación de un accidente con un modelo 206L-1 ha revelado que la pala del rotor principal se fracturó como resultado de una fatiga. El agrietamiento por fatiga puede ocurrir si las siguientes condiciones son presentes: estrés residual en la viga de la pala y un significativo vacío en el adhesivo que une el contrapeso inercial y la viga de la pala, entre la estación 100 y 145.



La presencia de rajaduras en la viga pudiera producir una falla total de la pala y posteriormente una pérdida de control del helicóptero. Esta Directiva manda una inspección radiográfica a las palas afectadas y remoción de éstas a las cuales se considere que no cumplen con los criterios aceptables de unión

Traducción de EAD Numero 2012-02-51, emitido por la FAA en fecha 01 de febrero de 2012.

Este boletín de aeronavegabilidad de emergencia (EAD) 2012-02-51 se está enviando a los propietarios y operadores de Bell Helicopter Textron Canada limitado a los modelos (Bell) 206L, 206L-1, 206L-3 y 206L-4, con ciertas palas instalas del rotor principal.

En fecha 01 de Febrero, posterior al accidente, la autoridad aeronáutica de Canadá (TCCA), ha emitido la Directiva de Aeronavegabilidad N° CF-2011-44R1, en fecha 01 de febrero de 2012, para corregir una condición insegura para los helicópteros Bell 206L, L-1, L-3 y L-4. La TCCA informa que no hay un método seguro de inspección para detectar grietas en las palas antes de la falla de éstas y ha determinado reducir el tiempo de vida limite de todas las palas afectadas y de remoción de servicio a cualquier pala del rotor principal que exceda el nuevo límite de vida del componente. Este EAD surge a raíz de la investigación de dos accidentes que revelaron que las palas del rotor principal fallaron a causa de grietas por fatigas. Bell ha determinado que las grietas de fatiga ocurren por el resultado del un proceso de fabricación no aprobado de un proveedor de Bell, el cual no ha sido corregida y se ha limitado a un rango específico de números de parte y seriales. Las acciones de este AD tienen la intención de prevenir las fallas del rotor principal y la subsecuente pérdida de control del helicóptero.

Requerimientos de la Directiva de Aeronavegabilidad de Emergencia (EAD).

Este EAD requiere reducir la vida límite de servicio (TIS) de 3600 hrs a 1400 hrs, para cierto número de partes y seriales de las palas del rotor principal, revisando la vida limite en las sección de limitaciones de aeronavegabilidad del manual de mantenimiento o de las instrucciones para la aeronavegabilidad continua, recopilando las revisiones de la vida limite de los componentes en los registros históricos o su equivalente.

1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES O EFICACES.

Las técnicas de investigación realizadas a los restos de la aeronave tanto en el lugar del suceso como en el laboratorio fueron las siguientes:

Se efectuaron inspecciones visuales a los restos de la aeronave, motor y a sus componentes para reconstruir y comprender la secuencia del impacto.

Adicionalmente se efectuaron análisis de laboratorio en referencia a estudios, macromorfológicos, macrofractográficos metalográficos, microfractográficos y ensayos esclereoscópicos a la pala fracturada del rotor principal para determinar, origen, propagación inicial y final de la fractura, así como la secuencia de agrietamiento y el origen de la falla del componente.

2. ANÁLISIS.

2.1 ANÁLISIS DEL SUCESO.

Con base en las evidencias y testimonios recabados, en las pruebas y verificaciones efectuadas y en las determinaciones llevadas a cabo, es posible establecer lo siguiente:

2.1.1 Análisis de la trayectoria de la aeronave antes del impacto.

De acuerdo a la dispersión de los restos y de las evidencias recopiladas en el lugar del suceso, se determinó la posible trayectoria que presentó la aeronave segundos antes del impacto.

Durante el mencionado vuelo, el capitán de la aeronave inició un ascenso para sobrevolar la cima del Auyantepuy en el que se apreció vibraciones atípicas en esta fase del recorrido, a través de filmaciones previas al impacto, que fue posible recuperar de los equipos encontrados entre los restos.

Una vez alcanzada la cima, las vibraciones pudieron haberse incrementado a tal punto que se produjo una fractura y un posterior desprendimiento de una sección del extremo de una de las palas, ocasionando un desbalance dinámico en el rotor principal y el desprendimiento del mástil.



Fotografía 20 Fractura del mástil a consecuencia del desbalance dinámico producido por las palas del rotor principal.

A consecuencia de la fractura del mástil, la aeronave perdió sustentación y comenzó a girar sin control en sentido anti horario por la tracción que originó el rotor de cola.

La posición de los pedales en el lugar del suceso, pudieran ser indicativo de que el piloto reaccionó para solventar el problema con la guiñada; sin embargo, su intento de compensar el movimiento de la aeronave aplicando el pedal derecho, no fue suficiente para contrarrestar el giro generado. (Véase fotografía 21).



Fotografía 21 Posición de los pedales después del impacto.

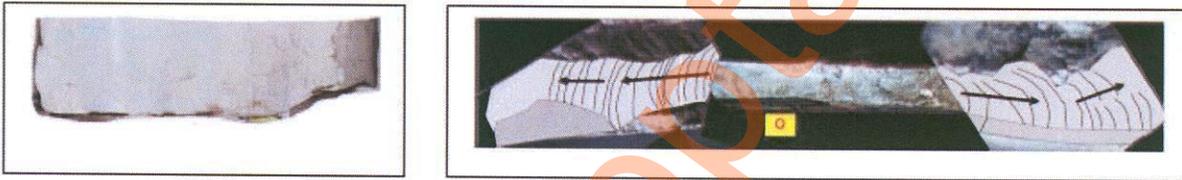
Instantáneamente, mientras la aeronave continuaba el vuelo sin control, se invirtió e impactó contra la vegetación circundante.

Segundos antes del impacto, la aeronave en su trayectoria tenía componente horizontal, no obstante, una vez desprendido el rotor principal, predominó la componente vertical generando una caída abrupta sobre el terreno.

Como consecuencia del impacto con alta velocidad vertical, el volumen del fuselaje quedó reducido y con los asientos deformados por las fuerzas inerciales de impacto que aplastaron la estructura.

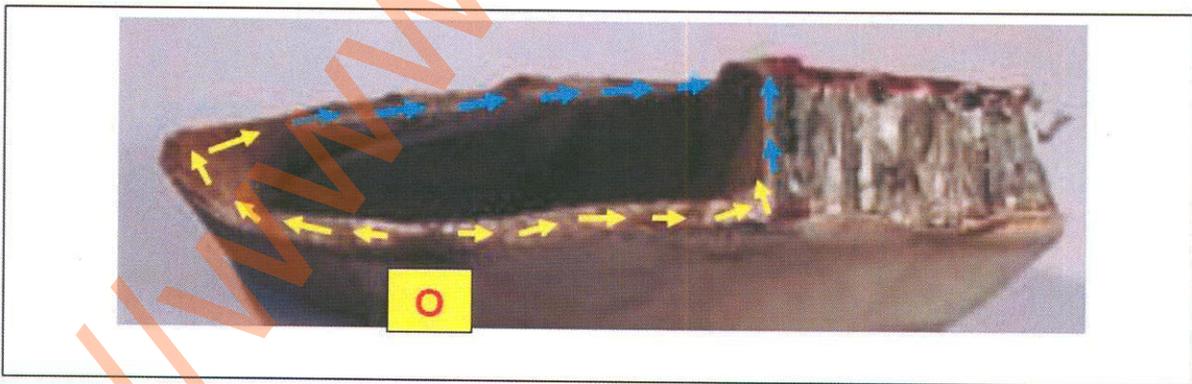
2.1.2 Resultados obtenidos del análisis de fallas efectuado a la pala A-5591.

El análisis visual muestra que la pala analizada presenta un mecanismo de grieta previo evidenciado por el ángulo de fractura (90°) y la presencia de marcas de agrietamiento progresivo (marcas de playa o arresto). Véase fotografía 22.



Fotografía 22 Mecanismo de grieta de la pala.

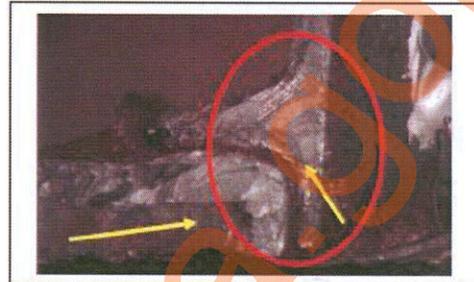
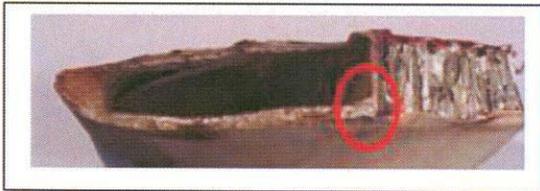
El análisis macrofractográfico muestra que el origen de agrietamiento está en el borde externo superior (color blanco) de una sección del cuerpo de la pala señalada con la letra "O" en este Reporte, desde la cual la grieta se propagó en direcciones contrarias hasta comprometer una proporción mayor al 50% del área resistente (flechas amarillas), teniendo luego lugar una fractura por condición de sobreesfuerzo por área resistente insuficiente (flechas azules). Véase fotografía 23.



Fotografía 23 Propagación de la fractura desde el origen (O) en el extradós (lado blanco) de la pala A-5591.

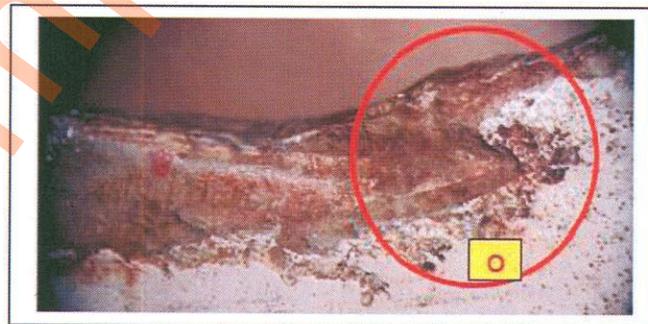
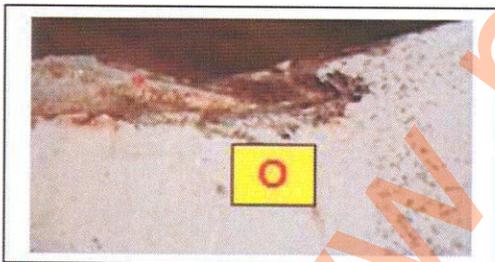
El proceso de agrietamiento progresivo y marcas de arresto o de playa, también estuvo presente en una esquina de la viga espaciadora, la cual presentó un agrietamiento originado en una de las zonas terminales de la grieta principal del

cuerpo de la pala, considerándose ésta una grieta secundaria y producida probablemente por el esfuerzo adicional que tuvo que soportar este espaciador al perderse el área resistente del cuerpo principal de la pala. Véase fotografía 24.



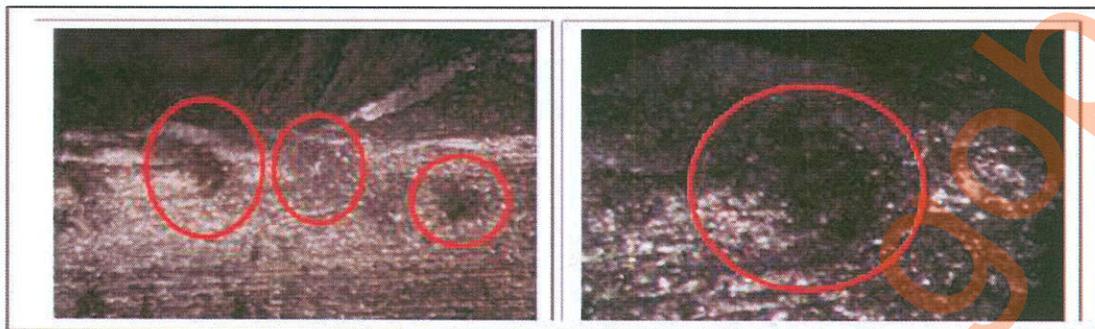
Fotografía 24 Marcas de playa presentes en la viga espaciadora de la pala A-5591.

El análisis macrofractográfico permitió determinar que la zona primaria o de origen de agrietamiento estaba ubicada en la sección externa de la cara superior (color blanco) de la pala fracturada, en una zona donde existía la presencia de un “daño mecánico” producido probablemente por un impacto previo, que desgarró la lámina o piel superior y dejó expuesto al efecto del medio ambiente esta sección superficial del cuerpo de la pala en una condición de “estancamiento” propicia para el ataque por corrosión localizada (picaduras de corrosión). Véase fotografía 25.



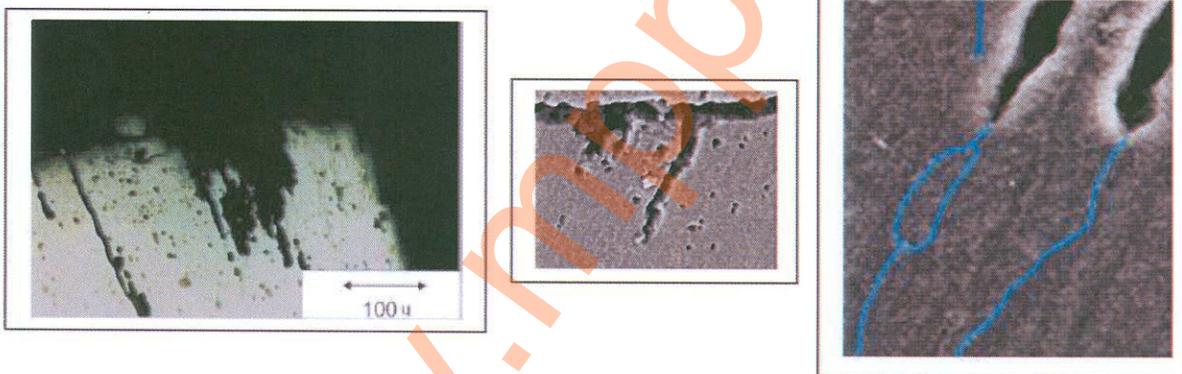
Fotografía 25 Zona primaria de agrietamiento en el extradós de la pala A-5591.

Pudo detectarse en esta zona primaria o de origen de agrietamiento, la presencia de “picaduras de corrosión” producidas por la exposición del metal sin protección al efecto agresivo del medio ambiente. Véase fotografía 26.



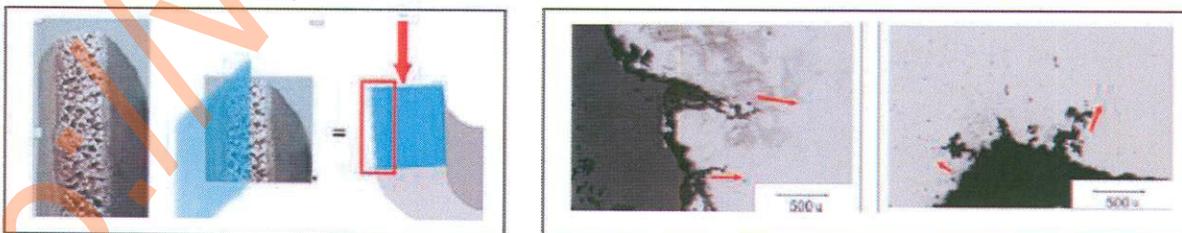
Fotografía 26 Picaduras por corrosión debido a la exposición del metal sin protección al efecto del medio ambiente.

Los análisis metalográficos mediante microscopía óptica y electrónica de barrido de esta zona corroboraron la presencia de picaduras de corrosión que luego degeneraron en grietas intergranulares que se propagaron desde la superficie a la porción interna del material del cuerpo de la pala. Véase fotografía 27.



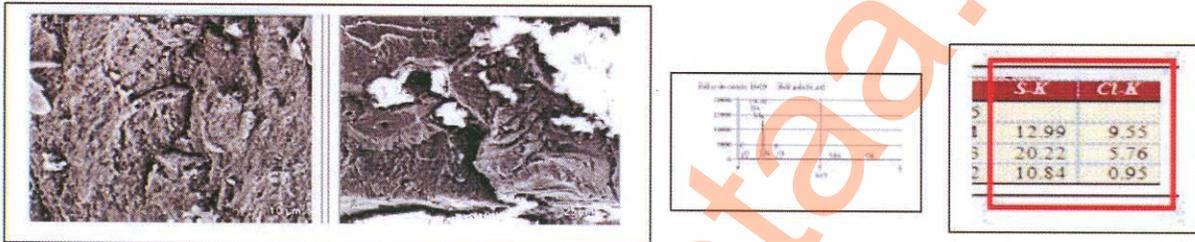
Fotografía 27 Picaduras por corrosión vista desde el microscopio óptico y el MEB.

Los análisis metalográficos también comprobaron que en el borde de ataque de la pala (el cual trabaja “desnudo” sin protección superficial) donde “la erosión por servicio” genera zonas de “estancamiento de fluido”. También se produjeron “picaduras de corrosión” que degeneraron en grietas, lo cual corrobora que esta aleación de aluminio (probablemente del tipo 2014) es susceptible a este mecanismo de ataque si no se protege adecuadamente. Véase fotografía 28.



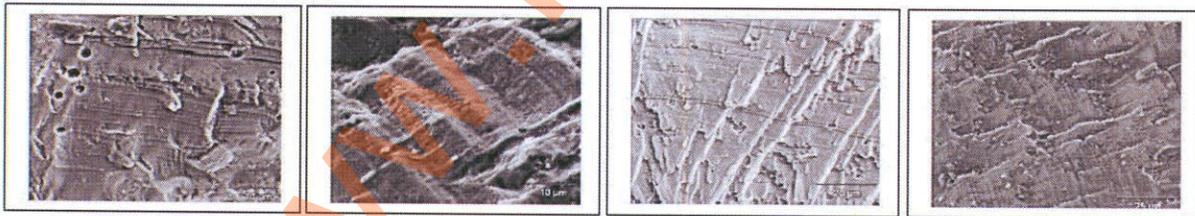
Fotografía 28 Picaduras por corrosión en el borde de ataque de la pala A-5591.

Los análisis microfractográficos en Microscopía Electrónica de Barrido comprueban que en la zona primaria de agrietamiento donde se produjo el ataque de corrosión localizada (corrosión por picaduras) se generaron grietas del mecanismo de Corrosión Bajo Tensiones (Stress Corrosion Cracking) el cual fue favorecido por la presencia de los elementos Cloro y Azufre detectados en abundancia en esta zona. La presencia en esta zona de agrietamiento intergranular y agrietamiento mixto transgranular-intergranular, son evidencias microfractográficas características de este mecanismo de agrietamiento que apoyan esta aseveración. Véase fotografía 29.



Fotografía 29 Grietas del mecanismo de corrosión bajo tensión favorecido por elementos de Cl y S

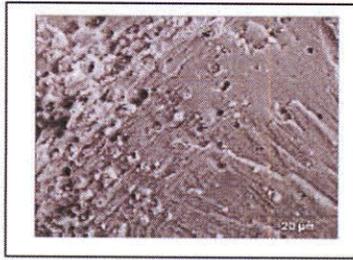
Los subsiguientes análisis microfractográficos en Microscopía Electrónica de Barrido muestran que a partir de esta zona y debido al efecto de concentración de esfuerzos que representa este proceso de agrietamiento inicial, se generaron grietas del mecanismo de Fatiga las cuales se fueron propagando de manera progresiva a ambos lados de la zona primaria, hasta comprometer suficientemente el área resistente del cuerpo de la pala y producir una fractura instantánea por sobre esfuerzo. Véase fotografía 30.



Fotografía 30 Propagación de grietas en el área de fractura.

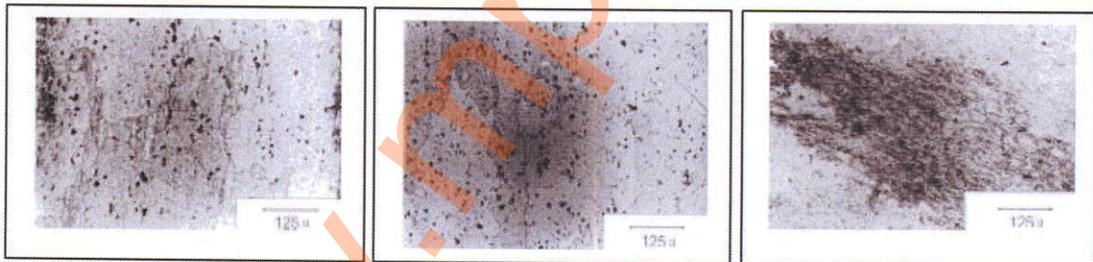
Los análisis microfractográficos en Microscopía Electrónica de Barrido también muestran que la viga espaciadora interna presentó un agrietamiento por fatiga localizado en una de las zonas terminales de agrietamiento de la pala, considerándose dicho proceso de Fatiga de esta viga, una consecuencia del incremento de esfuerzos resultantes debido al agrietamiento primario del cuerpo de la pala.

[Firma manuscrita]



Fotografía 31 Agrietamiento por fatiga de la viga espaciadora.

Los ensayos metalográficos y análisis químicos composicionales por la técnica EDS en Microscopía Electrónica de Barrido, mostraron que no existían defectos ni discontinuidades microestructurales que pudieran tener responsabilidad en este proceso de agrietamiento del cuerpo de la pala y que los elementos químicos presentes están en el orden de magnitud esperado para este tipo de aleación de aluminio (Aluminio 2014); presentando características similares a la "pala vecina" que no experimentó agrietamiento previo antes del accidente; descartándose la intervención de un material defectuoso o fuera de especificaciones de fabricación en este suceso. Véase fotografía 32.



Fotografía 32 En la Mico estructura de la pala se puede observar la ausencia de inclusiones en la aleación.

2.1.3. Análisis sobre el cumplimiento del SB206L-09-159 emitido en el año 2009 y el AD CF2011-44 emitido en el año 2011.

A consecuencia de un accidente ocurrido en el año 2008, con un helicóptero Bell 206 L1, el fabricante de la aeronave emitió el 13 de noviembre de 2009, el Boletín de Servicio de Alerta (ASB) N° 206L-09-159, en la cual hace referencia a la elaboración de un ensayo no destructivo periódico a una serie de palas que resultaron afectadas por defectos de fabricación.

Dentro de la serie de palas mencionadas en el Boletín se encuentran las que poseen el P/N: 206-015-001-115, S/N: A-(5533/5591), instaladas en la aeronave YV1985.

En fecha 29 de noviembre de 2011, la autoridad aeronáutica de fabricación y diseño, emitió la Directiva de Aeronavegabilidad de Emergencia N° CF-2011-44, con la finalidad de que los operadores de estas aeronaves cumplan con la inspección descrita en el ASB N° 206L-09-159 ya mencionada.

En fecha 20 de enero de 2012, después del accidente, los investigadores solicitaron al explotador el control de Directivas constatándose el incumplimiento del AD N° CF2011-44 mencionado arriba, al no encontrarse asentada en dicho registro de control.

En función a los estudios realizados en el Laboratorio de Análisis de Fallas y Asesoría Industrial de la Escuela de Ingeniería Metalúrgica y Ciencia de los Materiales de la Universidad Central de Venezuela, se comprobó que el origen de la fractura de la pala A-5591, la cual causó el accidente, fue diferente a las mencionadas en el ASB 206L-09-159 emitido por el fabricante. Sin embargo, dadas las condiciones antes descritas, la DGPIAAE considera que ésta aeronave no se encontraba aeronavegable para el momento del accidente debido al incumplimiento del mencionado AD como lo establece la RAV39.3 (b) y la OMAC-N no poseía un registro actualizado de los AD, según lo estipulado en la RAV145.14 (f) (1).

Cabe destacar que la RAV91 establece al explotador como el responsable de mantener la aeronavegabilidad de su(s) equipo(s), por ende es notorio resaltar que al incumplir el AD se perdió la oportunidad de detectar la verdadera falla que ocasionó el accidente, el cual como se dijo fue un golpe (previo al accidente) que generó la fatiga y la posterior fractura de la pala.

3. CONCLUSIONES.

3.1 HECHOS DEFINIDOS.

La aeronave tenía certificado de aeronavegabilidad vigente.

Incumplimiento de la Directiva N° CF2011-44 por lo que la aeronave no estaba aeronavegable para la fecha del suceso, a pesar de que ésta poseía su certificado vigente.

El piloto al mando contaba con las habilitaciones correspondientes y la suficiente experiencia para realizar el vuelo.

Las condiciones meteorológicas para el momento del suceso eran limitadas en algunas zonas del parque nacional, sin embargo esto no fue un elemento contribuyente al accidente.



Se constató mediante grabaciones, que la aeronave durante el vuelo presentó vibraciones atípicas minutos previos al suceso.

La aeronave se precipitó debido a la fractura en una de sus palas (S/N: A-5591) conllevando a un desprendimiento dinámico del mástil que generó la pérdida de control y el posterior accidente.

Una vez obtenido estos resultados en el estudio de materiales puede plantearse la siguiente secuencia de eventos en la fractura de este componente:

Un evento fortuito desconocido produjo un "daño" localizado en la superficie superior de la pala siniestrada, el cual dejó expuesto al medio ambiente una porción localizada del material de la pala, probablemente por su ubicación (zona superior) dicho daño no fue detectado visualmente.

La presencia del ión Cloro (normal en el ambiente para este tipo de servicios), y la condición de susceptibilidad a la Corrosión localizada de la aleación de fabricación **(Aluminio de la serie 2014) en la condición de "estancamiento y atrapamiento de humedad" que produjo el daño superficial, generaron un mecanismo de ataque por corrosión localizada de Picaduras de Corrosión (pitting corrosion) las cuales permitieron la nucleación de grietas del mecanismo de Corrosión Bajo Tensiones (Stress Corrosion Cracking, al cual esta aleación es muy susceptible).**

Este agrietamiento inicial por el mecanismo de Corrosión Bajo Tensiones produjo **las condiciones adecuadas al actuar como "concentrador de esfuerzos" para que se nuclearan grietas de Fatiga que fueron propagándose en el cuerpo de la pala "ocultas" por debajo de la "piel" o lámina de aluminio de la porción superior, hasta abarcar un área suficiente para comprometer su integridad mecánica y producir una fractura instantánea por sobre esfuerzo por disminución del área resistente.**

Durante este proceso de agrietamiento progresivo del cuerpo de la pala también se vio afectada la viga espaciadora interna, ya que debido al efecto de disminución del área resistente del cuerpo de la pala se incrementaron los esfuerzos aplicados sobre esta viga, nucleándose una grieta de fatiga que para los efectos de este accidente fue un evento secundario producto del mecanismo primario de agrietamiento mencionado.

Se descartó además la responsabilidad de un material defectuoso o fuera de especificaciones de fabricación en este accidente.

Una inspección boroscópica post accidente, realizada por Rolls Royce, bajo la presencia de la DGPIAAE, reveló que el motor estaba funcionando correctamente sin que en ésta se encontraran daños a consecuencia de una mala operación.



Pese que las palas del YV1985 no se les aplicó el Boletín, se determinó en el Laboratorio de Ciencias de los Materiales de la UCV que el origen de la fractura de la A-5591 fue a consecuencia de un daño mecánico (impacto previo al accidente) que recibió el extradós; objeto que difiere a lo mencionado en el ASB N 206L-09-159, descartándose a su vez la responsabilidad de un material defectuoso o fuera de las especificaciones de manufactura.

Posterior al accidente, en fecha 01 de febrero de 2012, la autoridad de fabricación y diseño emitió el AD numero CF-2011-44R1, donde redujo la vida útil de la pala de 3600 hrs a 1400 hrs a aquellas palas afectadas en el boletín, debido a que no existe un método confiable para detectar rajaduras en las estaciones 100 y 145.

3.2 CAUSAS.

3.2.1. Factor Causal.

El **Factor Material** como el *factor causal* de este accidente debido al desprendimiento en una sección de la pala (S/N A-5591) ocurrido durante la realización del vuelo, el cual ocasionó un desbalance dinámico, el posterior desprendimiento del mástil y la pérdida de control de la aeronave.

3.2.2. Factores Contribuyentes.

El **Factor Humano** es *contribuyente* de este accidente debido a:

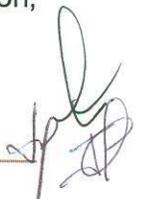
La no detección oportuna de un daño en el extradós de la pala (lado blanco) a consecuencia de un impacto previo, que la dejó expuesto al efecto del medio ambiente en una condición de estancamiento propicia para el ataque por corrosión localizada (picaduras por corrosión), que finalizó en el desprendimiento final de una parte del componente.

El incumplimiento de la AD CF2011-44, que generó una condición insegura en las operaciones del equipo.

La no divulgación ni supervisión oportuna de la de la Directiva CF2011-44.

4 RECOMENDACIONES.

La Dirección General para la Prevención e Investigación de Accidente Aéreos hace del conocimiento del lector que las recomendaciones que se ofrecen a continuación, revisten un carácter estrictamente técnico y administrativo.



Autoridad Aeronáutica INAC.

004/2012AA1: Establecer un programa de vigilancia de las operaciones y de las auditorias técnicas de los sistemas de gestión a los explotadores que operan bajo providencias administrativas, con la finalidad de normalizar las actividades aéreas y otorgar las especificaciones operacionales que establece la legislación vigente en materia aeronáutica.

004/2012AA2: Exigir en cada gerencia de los explotadores, que el personal cumpla con el perfil profesional requerido por las Regulaciones Aeronáuticas RAV 43, RAV 60, RAV 145, RAV 119 y RAV 135.

004/2012AA3: Divulgar y supervisar a los operadores no regulares, todas aquellas Directivas que sean publicadas por las Autoridades de Fabricación y Diseño de las aeronaves inscritas dentro del Registro Aeronáutico Nacional, con el objetivo de detectar y corregir oportunamente las condiciones inseguras que pudiera suscitarse por la inobservancia de los AD que puedan contribuir a la ocurrencia de un accidente.

004/2012AA4: Expedir habilitaciones de la OMA, solo si el personal técnico posee la capacidad y la competencia para la ejecución de las actividades a las cuales fueron certificadas.

Explotador Lloyd Aviation C.A.

004/2012EXP01 Cumplir con los requisitos de personal técnico gerencial mínimo para los explotadores de servicios no regulares de transporte público, de pasajeros y carga, estipulados en la legislación vigente, específicamente en la Regulación Aeronáutica RAV 119, numeral 119.23(a), referente al personal requerido para operación a demanda especificada en la RAV 135.

Organización de Mantenimiento Aeronáutico Certificado OMAC-140.

004/2012OMA1 Garantizar el cumplimiento de todos los AD y los ASB que sean emitidas por las autoridades aeronáuticas y fabricantes de aeronaves con el fin de mitigar aquellas condiciones que afecten la seguridad operacional y que permitan mantener un estado de confiabilidad en los equipos.

004/2012OMA2. Poseer el personal supervisor requerido para efectuar los servicios de mantenimiento a las aeronaves como lo especifica la RAV145.17.



004/2012OMA3. Efectuar inspecciones más minuciosas apegadas al programa que establece el fabricante para la limpieza y detección oportuna de corrosión en las palas y a sus componentes; debido las condiciones de lluvia y a elementos agresivos presentes en estas zonas donde operaba la aeronave.

Para lograr el objetivo final de la investigación de accidentes, haciendo una efectiva labor de prevención, se requiere el compromiso del destinatario de las recomendaciones de seguridad, a los fines de suministrar a esta Dirección para la Prevención e Investigación de Accidentes Aéreos, la información relativa a las medidas correctivas que fueron adoptadas para solventar las deficiencias detectadas.

POR LA DGPIAAE: