

INFORME FINAL

EXPEDIENTE 053/2011

ACCIDENTE AÉREO

AERONAVE MARCA: BELL HELICOPTER, MODELO: 412SP

MATRÍCULA YV0126.

OPERADOR: CORPOELEC.

**LUGAR DEL SUCESO: 6,7 MN DEL CAMPAMENTO CORPOELEC
DE MACAGUA, EDO. BOLÍVAR.**

REPÚBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA

15 DE OCTUBRE DE 2011, 18:00 UTC.

ACLARATORIA

El presente informe interino 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.

El informe consta de cuatro partes:

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

ÍNDICE

| | Página |
|---|--------|
| SINOPSIS | 1 |
| 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS | 2 |
| 1.1 RESEÑA DEL VUELO | 2 |
| 1.1.1 El suceso..... | 2 |
| 1.2 LESIONES A PERSONAS | 2 |
| 1.3 DAÑOS A LA AERONAVE | 2 |
| 1.4 OTROS DAÑOS | 4 |
| 1.5 INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL | 4 |
| 1.5.1 Piloto al mando..... | 4 |
| 1.6 INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE | 4 |
| 1.6.1 Aeronave..... | 4 |
| 1.6.2 Certificado de Matrícula..... | 4 |
| 1.6.3 Certificado de Aeronavegabilidad..... | 4 |
| 1.6.4 Registros de mantenimiento..... | 5 |
| 1.6.5 Motores:..... | 5 |
| 1.6.6 Rotor Principal..... | 5 |
| 1.6.7 Palas del Rotor Principal..... | 5 |
| 1.6.8 Peso y balance..... | 6 |
| 1.6.8 Tipo de combustible utilizado..... | 6 |
| 1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA: | 6 |
| 1.8 AYUDAS A LA NAVEGACIÓN: | 6 |
| 1.9 COMUNICACIONES | 7 |
| 1.10 INFORMACIÓN SOBRE EL LUGAR DEL SUCESO: | 7 |
| 1.11 REGISTRADORES DE VUELO | 7 |
| 1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO .. | 7 |
| 1.13 INFORMACIÓN MÉDICA | 13 |
| 1.14 INCENDIO | 14 |
| 1.15 SUPERVIVENCIA | 14 |
| 1.16 ENSAYOS E INVESTIGACIONES | 14 |
| 1.17 INFORMACION ORGÁNICA Y DE DIRECCIÓN | 16 |
| 1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL | 16 |
| 1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES O EFICACES | 16 |
| 2. ANÁLISIS | 16 |
| 2.1 Análisis del suceso..... | 16 |
| 3. CONCLUSIONES | 18 |
| 3.1 Hechos definidos..... | 18 |
| 3.2 Causas..... | 19 |
| 4. RECOMENDACIONES | 20 |

LISTA DE ABREVIATURAS:

| | |
|----------|--|
| AIS | Servicio de Información Aeronáutica |
| ARO | Oficina de Notificación de los Servicios de Tránsito Aéreo |
| ATC | Control de Tránsito Aéreo |
| ATS | Servicios de Tránsito Aéreo |
| °C,F,M,T | Grados Centígrados, Fahrenheit, Magnético y Verdadero |
| CG | Centro de Gravedad |
| FL | Nivel de vuelo |
| Ft | Pies (medida de altitud) |
| Gls | Galones (medida de capacidad) |
| HLV | Hora Legal de Venezuela |
| Hp | Caballos de Fuerza (medida de potencia) |
| Hrs | Horas, tiempo de vuelo de piloto o producto aeronáutico |
| In | Pulgadas (medida) |
| INAC | Instituto Nacional de Aeronáutica Civil |
| JIAA | Junta Investigadora de Accidentes de Aviación (Venezuela) |
| JP1 | Combustible utilizado en motores a turbina |
| kg | Kilogramo (medida de peso) |
| Kts | Nudos (medida de velocidad) |
| Lbs | Libras (medida de peso) |
| lts | Litros (medida de capacidad) |
| m | Metros (medida de distancia) |
| min | Minutos (medida de tiempo) |
| MN | Millas náuticas (Medida de distancia) |
| OMAC | Organización de Mantenimiento Aeronáutico Certificada |
| QNH | Indicación de medida de presión - sobre el nivel medio del mar |
| QRH | Libreta de Referencia Rápida |
| Qts | Cuartos de galón (medida de capacidad) |
| Rpm | Revoluciones por minuto |
| TMA | Control de Área Terminal |
| TSN | Tiempo desde nuevo |
| TSO | Tiempo desde reacondicionamiento |
| TT | Tiempo Total |
| UTC | Tiempo Universal Coordinado |
| VMC | Condiciones meteorológicas visuales |
| VFR | Reglas de vuelo visual |

SINOPSIS

La Dirección General para la Prevención e Investigación de Accidentes Aéreos del Ministerio del Poder Popular para Transporte Acuático y Aéreo, presenta el Informe Final correspondiente a la investigación realizada en ocasión del accidente ocurrido a la aeronave marca: Bell, modelo: 412SP, matrícula: YVO126, de uso oficial, perteneciente a la empresa eléctrica EDELCA, ocurrido a 6,7 MN del campamento de Macagua, Edo Bolívar.

El accidente fue informado por el Centro Coordinador de Rescate del Aeropuerto de Maiquetía, a la Dirección General para la 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 la Dirección a su vez produjo la notificación del mismo a través del formulario JIAAC/NAI N° 053/2011.

Nota. A los efectos del presente informe, se utilizará de preferencia la indicación horaria en tiempo universal coordinado UTC (Z), en formato de 24 horas, 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 15 de octubre de 2011, siendo aproximadamente las 17:15, el piloto al mando de la aeronave marca: Bell Helicopter, modelo: 412SP, matrícula: YVO126, procedió a efectuar despegue desde el aeródromo la Paragua (SVSG), hacia el aeródromo de Macagua (SVMU), Edo. Bolívar.

A 6,7 MN del campamento de Macagua, el piloto al mando perdió el control de la aeronave precipitándose a tierra resultando dos de sus ocupantes con lesiones graves, cinco con lesiones leves y la aeronave totalmente destruída.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 RESEÑA DEL VUELO

1.1.1 El suceso.

El piloto al mando de la aeronave marca Bell Helicopter, modelo 412SP, matrícula YVO126, propiedad de la empresa EDELCA, despegó a las 17:15 del aeródromo La Paragua (SVSG) con 6 personas a bordo hacia el campamento de Macagua ubicado en el aeródromo de Macagua (SVMU) con un tiempo estimado de arribo: 18:30. Las Condiciones meteorológicas eran favorables durante el desarrollo del vuelo.

A las 18:55 la aeronave fue declarada en Detresfa ya que no arribó a la hora estimada al campamento de Macagua ubicado en el aeropuerto de Macagua (SVMU).

A las 18:59 el piloto al mando notificó al jefe de operaciones de Corpoelec que la aeronave se siniestró a 6,7 MN del campamento de Macagua resultando dos de sus ocupantes con lesiones graves, cinco con lesiones leves y la aeronave totalmente destruída.

1.2 LESIONES A PERSONAS

| LESIONES | TRIPULACIÓN | PASAJEROS | OTROS |
|----------|-------------|-----------|-------|
| MORTALES | 0 | 0 | 0 |
| GRAVES | 1 | 1 | 0 |
| LEVES | 0 | 5 | n/a |
| NINGUNA | 0 | 0 | n/a |

1.3 DAÑOS A LA AERONAVE

La aeronave resultó con daños graves, incluyendo desprendimiento del Botalón de cola (Tail Boom), fracturas de las palas del rotor principal y del rotor de cola, destrucción total de la cabina de mando y la de pasajeros (ver fig. 1 y 2).



Figura 1. Daños en la sección de cabina de mando, palas y rotor principal



Figura2. Daños en el botalón de cola y elevadores

1.4 OTROS DAÑOS

No se registró daños adicionales como consecuencia del accidente.

1.5 INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL

1.5.1 Piloto al mando

Sexo: Masculino

Nacionalidad: Venezolano

Edad: 44 años

Tipo de Licencia: Piloto de Transporte de Línea Aérea-Helicóptero

Fecha de Expedición: 13/07/03

Fecha de Vencimiento: 30/07/12

Antecedentes Médicos: Ninguno

Habilitaciones: Bell- B 206, B 407, B 412, Agusta A 109 y Eurocopter AS-350

1.6 INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE

1.6.1 Aeronave

Marca: Bell Helicopter

Modelo: Bell 412 SP

Serial: 33137

Matrícula: YVO126

Año de Fabricación: 1987

Certificado Tipo: H4SW

Peso Máximo de Despegue: 11.900 Libras / 5400 Kg

Asientos (capacidad): 11

Horas totales de la Aeronave: 7867,1

Última inspección de Mantenimiento: Fases B (100 hrs) y C (300 hrs).

1.6.2 Certificado de Matrícula

Número: 3164

Fecha de 06/04/09

1.6.3 Certificado de Aeronavegabilidad

Número: 06099

Fecha de Expedición: 21/10/10

Fecha de Vencimiento: 21/10/12

Categoría: Transporte

1.6.4 Registros de mantenimiento

Horas totales de la aeronave (casco) (TT): 7867,1

Última Inspección de mantenimiento: Fases B (100 hrs) y C (300 hrs)

Horas desde la última inspección de mantenimiento: 21,7

1.6.5 Motores:

| | Motor 1 | Motor 2 |
|--|---------------------------------|-------------|
| Marca: | Pratt and Whitney Canada | |
| Modelo | PT6T-3B | |
| Número de Serial | CP-PSTBO212 | CP-PSTBO213 |
| Potencia | 2000 SHP | |
| Horas Totales | 1022,9 | |
| Última inspección de Mantenimiento | Fases B (100 hrs) y C (300 hrs) | |
| Horas desde la última inspección de Mantenimiento | 17,3 hrs | |

1.6.6 Rotor Principal

Marca: Bell Helicopter

Modelo: 412-010-100-193FM

Número de Serial: HDG-001

Horas totales (TSN): 6081,4

Última inspección de Mantenimiento: Fases B (100 hrs) y C (300 hrs)

1.6.7 Palas del Rotor Principal

| | Pala 1 | Pala 2 | Pala 3 | Pala 4 |
|---|---------------------------------|--------|--------|--------|
| Marca | Bell Helicopter | | | |
| Modelo | 412-015-300-109 | | | |
| Número de Serial | A-691 | A-735 | A-488 | A-540 |
| Horas totales | 6081,4 | | | |
| Última inspección de Mantenimiento | Fases B (100 hrs) y C (300 hrs) | | | |

1.6.8 Peso y balance

Peso vacío: 7541 lbs

Peso máximo de despegue: 11.900 Libras / 5400 Kg

Capacidad de combustible: 330,3 gls /1250,3 lts

Cantidad de combustible al momento del evento: 225,8 galones /855 lts.

1.6.8 Tipo de combustible utilizado

JET A-1

1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA:

De acuerdo con la información obtenida en la estación meteorológica de Puerto Ordaz, el METAR para la fecha 15 de octubre del 2011 es el siguiente:

Hora: 18:00

Visibilidad: Mayor a 10 Km

Vientos: en calma

Visibilidad ilimitada (mayor a 10 Km).

Nubosidad: Parcial a nublado (BKN020)

Temperatura de 28°C

Punto de rocío de 24°C

Presión atmosférica de 1009 Hpa

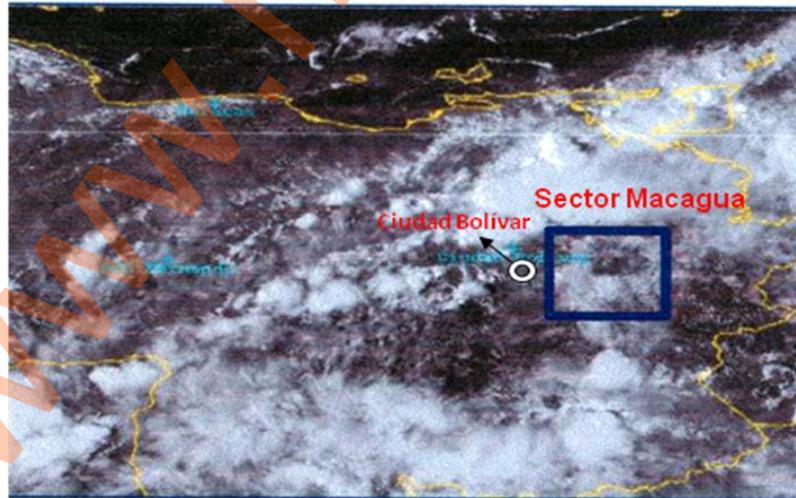


Imagen 1 Imagen del Satélite Meteorológico Geoestacionario GOES 13de fecha 15 de octubre del 2011.

1.8 AYUDAS A LA NAVEGACIÓN:

Esta información no es relevante para la investigación.

1.9 COMUNICACIONES

En cuanto a las comunicaciones, éstas se desarrollaron normalmente. La tripulación mantuvo contacto con el Servicio de Navegación Aérea de Puerto Ordaz. Luego se comunicó con la torre de control del aeropuerto de Macagua, bajo la frecuencia 127.2 notificando campo a la vista.

1.10 INFORMACIÓN SOBRE EL LUGAR DEL SUCESO:

La aeronave presentó fallas aproximadamente a una altura de 300 pies sobre el terreno precipitándose luego en una zona boscosa cerca del sector “Las Culatas de Santa Rosa”, estado Bolívar, ubicada a 6,1 millas náuticas del aeropuerto de Macagua.

1.10.1 Área Geográfica
Región centro-norte de Venezuela.

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

La aeronave, producto de la dinámica de impacto, tuvo daños mayores en gran parte del fuselaje, quedando totalmente destruida. Los restos quedaron esparcidos a unos 15 metros alrededor del punto de impacto.

CABINA DE MANDO: El control del cíclico del lado del copiloto se encontró fracturado en el punto de pivote. La base estructural del asiento del copiloto se encontró partido y fuera del punto de empotrado al piso. El panel superior quedó totalmente desprendido. El panel frontal de instrumentos se encontró desplazado hacia la derecha. (ver figuras 3 al 5). Los detalles generales de los daños en la cabina de mando están enmarcados con círculo en la figura 3. En la figura 4, la parte **A** indica el panel frontal de instrumentos desplazado hacia la derecha, la parte **B** indica la fractura del control cíclico del lado izquierdo (también señalada en la figura 5) y en la parte **C** detalla la condición el asiento del lado izquierdo.



Figura 3



Figura 4

Detalles de los daños en la cabina de mando.



Figura 5. Detalle de la fractura del control del cíclico izquierdo.

FUSELAJE: Toda la sección delantera del fuselaje incluyendo el compartimiento de la batería, los plexiglass, tanto delantero como los inferiores, quedaron completamente destruidos (ver figura 6). La puerta de acceso a la cabina de mando del lado izquierdo quedó completa y ubicada a 1 metro de la aeronave (ver figura 7). La puerta de acceso a la cabina de pasajeros del lado izquierdo quedó golpeada y fuera de su lugar. La puerta del lado derecho evidenció fuertes golpes en la parte superior (ver figuras 8 y 9). La sección trasera izquierda del fuselaje presentó fuertes golpes y abolladuras en la parte inferior (ver figura 9). El botalón de cola (Tail Boom), debido al impacto, se desprendió de su empotramiento al fuselaje trasero quedando con fuertes golpes y abolladura. También se presentaron cortes por cizalladura en las láminas de recubrimiento tal como está indicado en la figura

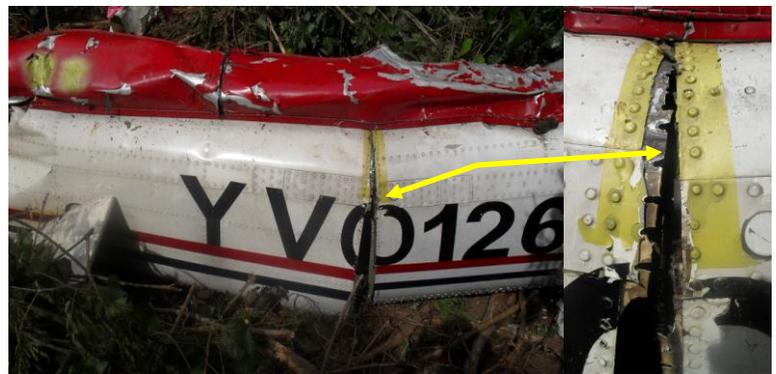
11. (Ver figuras 10 y 11). El acople del eje de transmisión del rotor de cola se encontró sin deformación a pesar del desprendimiento del botalón de cola (Ver figuras 12, 13 y 14)



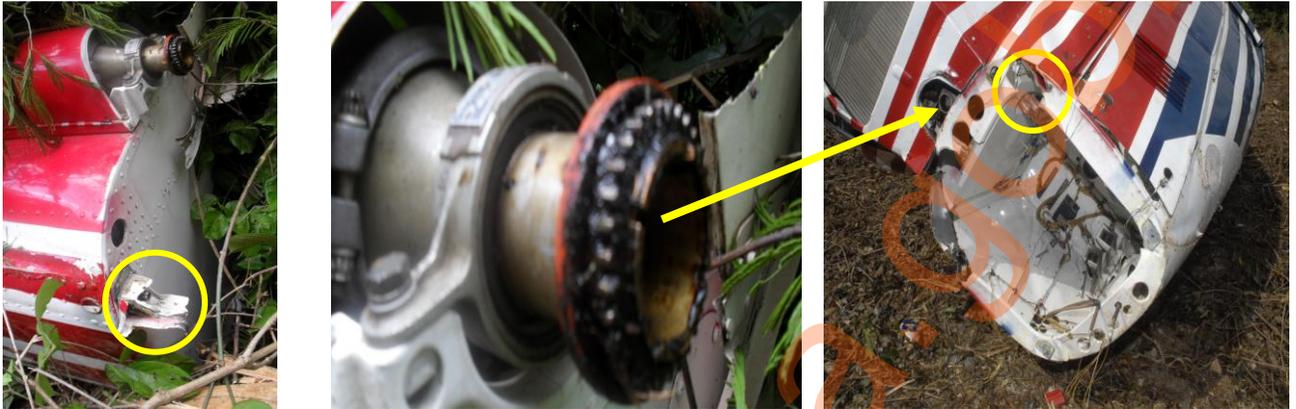
Figura 6 y 7 Detalles de la sección delantera del fuselaje y puerta de acceso a la cabina de mando del lado izquierdo.



Figuras 8 y 9. Detalles de las puertas izquierda y derecha de acceso a la cabina de pasajeros



Figuras 10 y 11. Detalles de los daños del botalón de cola.



Figuras 12,13 y 14. Detalles del desprendimiento del botalón de cola y el acople del eje de transmisión del rotor de cola.

ROTOR PRINCIPAL Y ROTOR DE COLA: Las palas del rotor principal resultaron con rupturas y separación de los materiales que la componen (Ver figuras 14 y 15)



Figuras 14 y 15 Detalles de los daños en las palas del rotor principal.

Una sección del hub del rotor principal resultó con deformación plástica como consecuencia de la carga de impacto recibida. Se pudo observar que uno de links que va unido al plato azimutal (Swashplate) tenía un corte de 90 grados en toda la rótula que va al final del link (Ver figuras 16 al 19). En la figura 16 el círculo representa hub del rotor principal seguida por la figura 17 que muestra la deformación plástica y el link fracturado. En las figuras 18 y 19 muestra el corte de la rótula del link que va unido al plato azimutal.



Figuras 16 y 17 Detalles de los daños en el hub del rotor principal.



Figuras 18 y 19 Detalles del corte de 90 grados o cizalladura de la rótula del link que va unido al plato azimutal (Swashplate)

Las palas del rotor de cola resultaron con deformaciones y fracturas a lo largo de de su estructura. Una de las palas presentó un corte de 90 grados (Ver figuras 20 al 23).



Figuras 20 y 21 Detalles de los daños una de las palas del rotor de cola



Figuras 22 y 23 Detalles del corte de 90° de la otra pala del rotor de cola.

ELEVADORES: El elevador izquierdo (L/H) se deformó por torsión de su estructura y en la superficie laminar, en la sección del borde de ataque, se mostró rupturas y desprendimiento de material. El elevador derecho resultó con golpes en el extremo de la superficie, quedando sólo con abolladuras y corrugaciones en el recubrimiento superior. (Ver figuras 24 y 27)

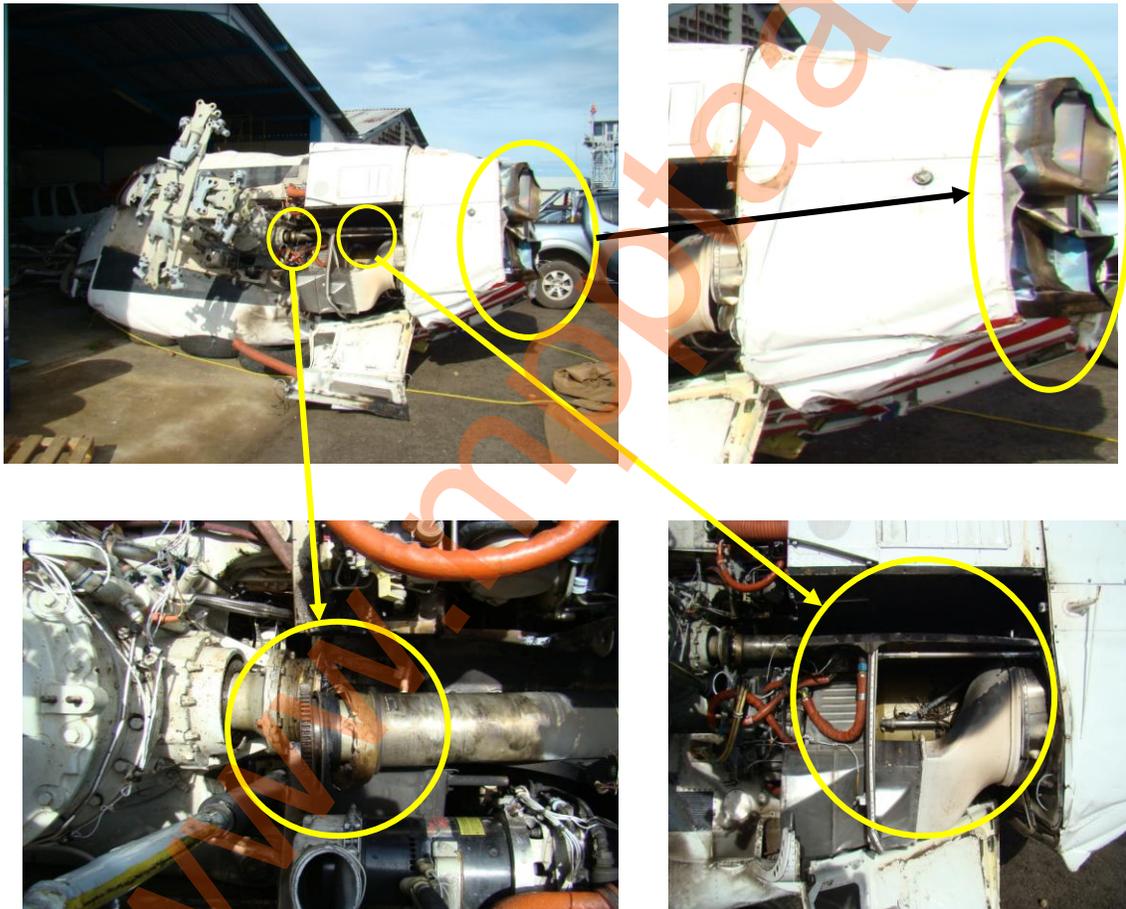


Figuras 24 y 25 Detalles de los daños en el elevador izquierdo



Figuras 26 y 27 Detalles de los daños en el elevador derecho

MOTOR: Las toberas de escape de ambos motores resultaron deformadas y con abolladuras. La capota de acceso al motor del lado izquierdo se encontró golpeada y con abolladuras. La capota del lado derecho se encontró en buen estado. Las líneas de combustible no se encontraron desconectadas, se hallaron en buen estado. El sistema de transmisión, incluyendo el eje principal de transmisión del motor, se encontraba desacoplado. Se constataron restos de hollín en la zona trasera del eje principal de transmisión, cerca de los ductos de entrada de aire que van hacia el motor (ver figuras 28 al 32)



Figuras 28 al 32 Detalles de los daños en ambos motores e indicios de fuego en la sección trasera del eje principal de transmisión.

1.13 INFORMACIÓN MÉDICA

Como consecuencia del impacto, el capitán presentó lesiones leves en el costado izquierdo y las rodillas. Dos de los pasajeros resultaron también con lesiones leves.

1.14 INCENDIO

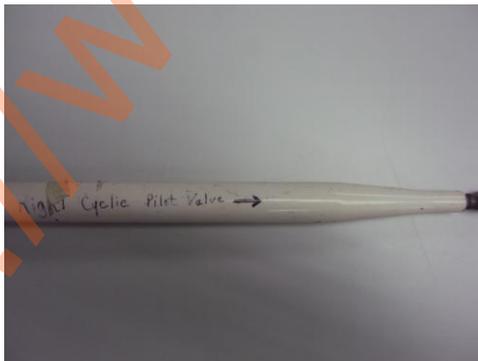
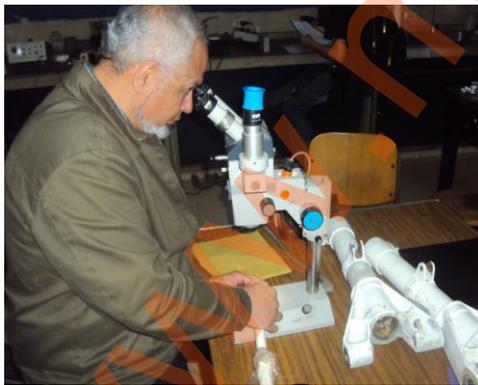
No se encontraron vestigios de incendio en el lugar del suceso.

1.15 SUPERVIVENCIA

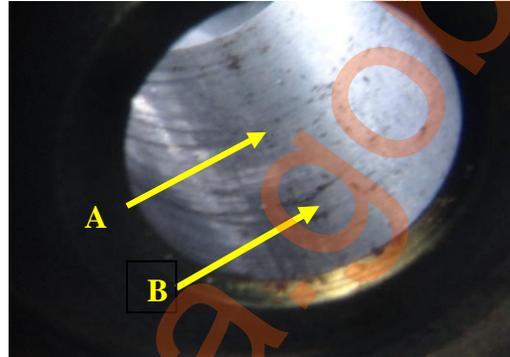
El piloto al mando de la aeronave logró salir de la cabina por sus propios medios y procedió a dar ayuda a los pasajeros; luego el personal de EDELCA y el personal de recate y Protección Civil se presentaron para ayudar y prestar asistencia a la evacuación a los ocupantes del sitio.

1.16 ENSAYOS E INVESTIGACIONES

Con apoyo del laboratorio de análisis de fallas de la Escuela de Metalurgia de la Universidad Central de Venezuela, se hizo una inspección microscópica con macrolupa, en el alojamiento del perno de la rótula del link actuador del tubo de torque del sistema hidráulico derecho del cíclico. No se evidenció en la superficie interna ninguna huella producida por sobre-esfuerzo con el perno alojado en ella, se observó una superficie con un desgaste normal y líneas en espiral producidas por el paso de la rosca cuando se introduce el perno en el alojamiento. Tampoco se observó daños por corrosión (Ver figuras 33 al 38).

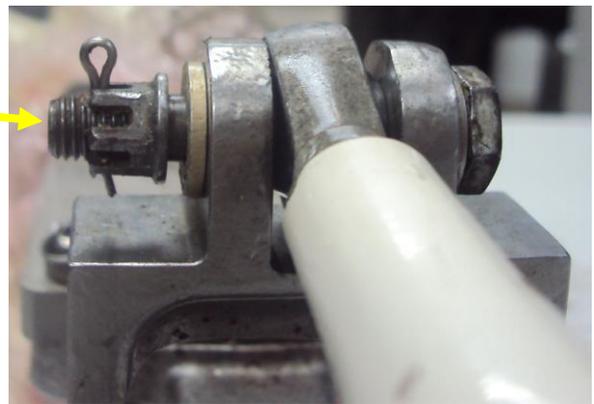


Figuras: 33 al 36. Análisis en el laboratorio de la rótula del link actuador del tubo de torque del sistema hidráulico derecho del cíclico.

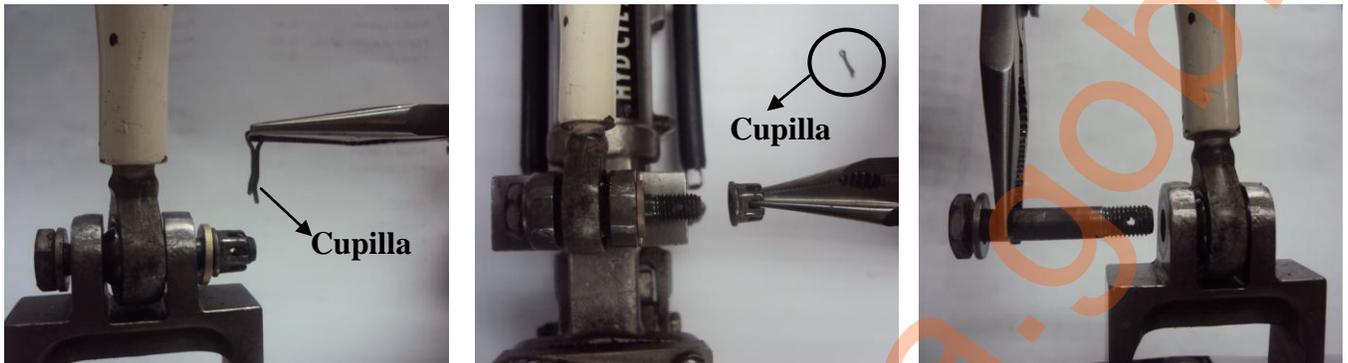


Figuras: 37 y 38. En estas fotos se pudo observar en el microscopio (los puntos señalados con las letras A y B) las líneas en forma de espiral, no se evidenció marcas por sobre-esfuerzo en la cara o superficie interna de la rótula (rod end) del link del tubo de torque del sistema hidráulico derecho del cíclico.

Este perno cumple la función de enlazar la rótula con la válvula piloto de sistema hidráulico derecho del cíclico, siendo sometida a esfuerzos cortantes muy por debajo de sus valores de resistencia mecánica (Ver figuras de la 39 a la 43).



Figuras: 39 y 40. En estas figuras se muestra el servo hidráulico y el tubo de control derecho del sistema cíclico que está conectada a la válvula piloto por el perno de sujeción y su cupilla de aseguramiento. Esto evita que el perno se salga por vibración o por operación del sistema cíclico.



Figuras de 41 a la 43. En estas figuras se muestra la secuencia de desacople del perno del Rod End o rótula del link o tubo de control del lado derecho del sistema cíclico, al no existir el pin o cupilla que asegura dicho perno a la válvula piloto y al tubo de control respectivamente.

1.17 INFORMACION ORGÁNICA Y DE DIRECCIÓN

La aeronave pertenecía a la empresa Electrificación del Caroní C.A.(EDELCA) Su base de operaciones se encontraba en el campamento de CORPOELEC de Macagua y estaba certificada para uso de transporte.

1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL

El piloto de la aeronave, manifestó durante la entrevista, haber escuchado un sonido metálico en la sección inferior del fuselaje, posteriormente a ese sonido la aeronave, perdió el control y se precipitó a tierra.

1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES O EFICACES

Se efectuó una inspección microscópica con macrolupa en el rod end del actuador del tubo de torque para constatar posibles marcas por sobre-esfuerzo o desgastes anormales en su superficie.

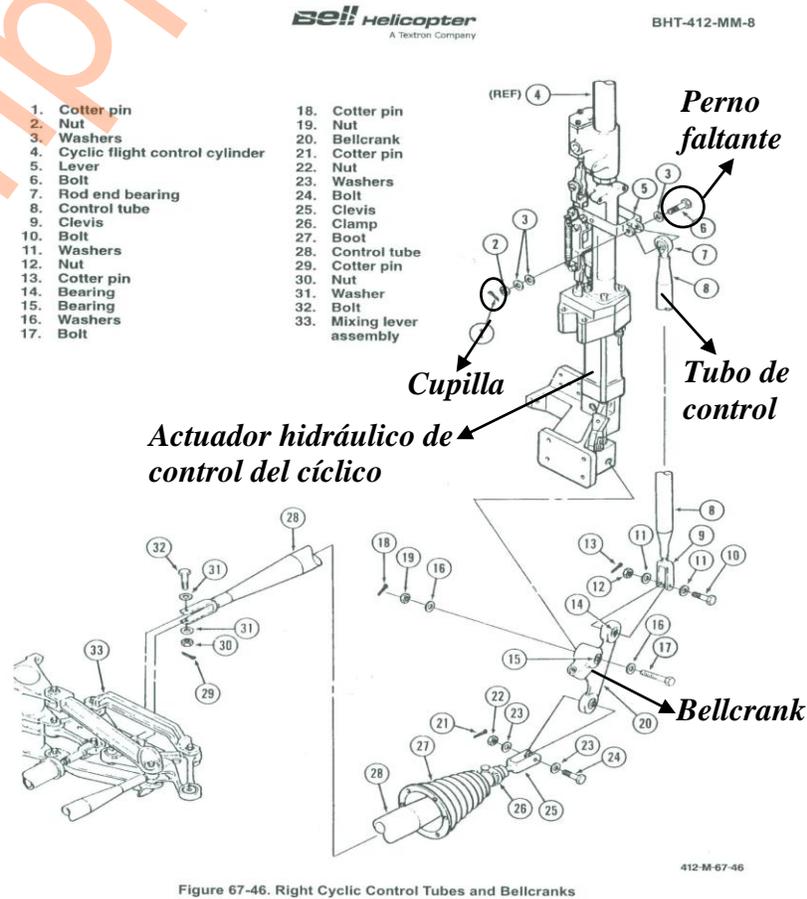
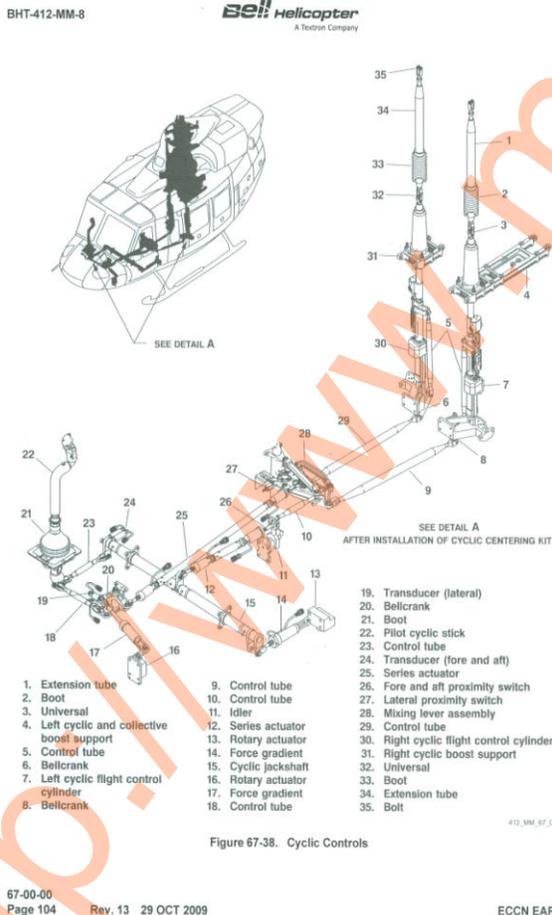
2. ANÁLISIS

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:

Se determinó mediante inspección microscópica con macrolupa, en el alojamiento del perno de la rótula del link actuador del tubo de torque del sistema hidráulico derecho del cíclico. No se evidenció en la superficie interna ninguna huella producida por sobre-esfuerzo con el perno alojado en ella, se observó una superficie con un desgaste normal y líneas en espiral producidas por el paso de la rosca cuando se introduce el perno en el alojamiento. Tampoco se observó daños por corrosión.

En inspección efectuada de 300 hrs (Fase "C") a la aeronave, en el ítem "5b" de la guía de inspección elaborada por el Departamento de Mantenimiento de EDELCA, la descripción del trabajo es la siguiente: "Inspeccionar los pernos y rodamientos de las palancas de entrada de la válvulas piloto de los actuadores por desgaste y juego". En esta tarea se debe observar todo lo referente a los pernos de sujeción de los tubos de control a la válvula piloto de los actuadores del sistema hidráulico por desgaste, lo que consiste en removerlos para chequear su condición por desgaste. También se debe verificar los tubos de control y lo que va interconectado a los mismos tales como: rótula o rod end y bellcranks por juego y corrosión (ver figuras de la 44 a la 46)



Figuras de 44 a la 45. En estas figuras se muestra esquemáticamente el Sistema de Control de Vuelo Cíclico. También se muestra el detalle de ubicación del perno de sujeción del tubo de torque a la válvula

| EDELCA OMAC-N-072 | | DIVISIÓN DE APOYO AEREO DEPARTAMENTO DE MANTENIMIENTO DE TRANSPORTE AEREO INSPECCIÓN 5-10 FASE C | | Código Gt: 2 | Revisión No. 3 | Documento asociado BHT-412-MM |
|---|-----|---|---------|------------------------------|----------------------------|-------------------------------|
| | | O/A 220149896 | | Fecha aprobación 01 Nov 2004 | Fecha revisión 27 Jul 2009 | Fecha emisió: 05 Ago 2009 |
| FRECUENCIA DE APLICACIÓN: 300 HORAS OPERACIÓN | | | | | | |
| ITEM | ATA | DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO FUSELAJE - SECCIÓN DE CABINA (CONTINUACION) ACTUADORES DEL CONTROL DE VUELO CÍCLICO | TÉCNICO | INSPECTOR | OBSERVACIONES | |
| 05 | 67 | a.- Inspeccionar los rodamientos universales por juego. | 660506 | IMAII MO39623 | | |
| 05 | 67 | b.- Inspeccionar los pernos y rodamientos de las palancas de entrada de las válvulas piloto de los actuadores por desgaste y juego. | 660506 | IMAII MO39623 | | |
| 05 | 67 | c.- Inspeccionar por juego los elementos de fijación de los soportes inferiores de los cilindros a la estructura. | 660506 | IMAII MO39623 | | |
| 05 | 67 | d.- Inspeccionar los rodamientos inferiores de los cilindros por juego. | 660506 | IMAII MO39623 | | |
| 05 | 67 | e.- Inspeccionar el conjunto del actuador por daños y fugas. | 660506 | IMAII MO39623 | | |
| 05 | 67 | f.- Inspeccionar el tubo de extensión del cilindro por condición y seguridad. | 660506 | IMAII MO39623 | | |
| MATRICULA: YVO126 | | ORDEN DE MANTENIMIENTO: 220149896 | | | | |
| SERIAL: 33137 | | FECHA: 21 de Jun de 11 | | PAGINA N°: 7 DE 28 | | |

Figura de 45. En esta figura se muestra Item "5b" de la guía de inspección elaborada por el Departamento de Mantenimiento de EDELCA, donde se aplicó al Actuador de Control del Vuelo Cíclico.

Por otra parte se observó en las fotografías tomadas de la ubicación de los restos de la aeronave y la planimetría efectuada en el lugar del siniestro nos indica que la aeronave tuvo poco desplazamiento horizontal. Asimismo se visualizó desconectado el link que une al tubo de control con la válvula piloto del actuador hidráulico, lado derecho del sistema cíclico. por lo cual posiblemente se desacopló liberando la acción de la palanca del cíclico sobre la válvula piloto, causando una falla en la operación del sistema que coincide con el reportaje del piloto en la pérdida del control cíclico.

Estos componentes se encuentran en el alojamiento de la caja de transmisión del rotor principal llamada (Fosa del Diablo), en la sección inferior del fuselaje.

3. CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

La aeronave se encontraba aeronavegable y tenía su certificado de aeronavegabilidad vigente.

El piloto al mando contaba con la licencia y sus habilitaciones correspondientes, así como el certificado de aptitud psicofísica vigente para el momento del accidente, por lo que se considera que estaba calificado para realizar el vuelo, en acuerdo a las regulaciones aplicables.

Se pudo evidenciar que la aeronave como consecuencia del impacto presentó daños en toda su estructura, quedando totalmente destruida.

Se evidenció que el link que conecta la válvula piloto con el tubo de control de sistema cíclico estaba desconectado sin el perno de conexión.

No se encontró huella por sobre-esfuerzo en la cara interna del bearing de la rotula del link que se encontró desacoplado, por lo que se descarta una ruptura por esfuerzo cortante en el perno.

En la entrevista al piloto de la aeronave manifestó haber escuchado un sonido metálico en la sección inferior del fuselaje, posteriormente a ese sonido la misma perdió el control y se precipitó a tierra.

3.2 Causas

Ésta Dirección General para la Prevención e Investigación de Accidentes Aéreos, una vez analizados los factores primordiales que intervienen en el causal de un accidente e incidente de aviación como son: Factor Humano, Factor Material y Factor Físico, y tomando en cuenta las características del accidente y las evidencias recopiladas en el transcurso de la investigación, considera que Factor causal de este accidente fue el Factor Material y el Factor contribuyente fue el Factor Humano, debido a lo siguiente:

- Se evidenció que el link que conecta la válvula piloto con el tubo de control de sistema cíclico estaba desconectado sin el perno de conexión, por lo cual se desacopló en vuelo liberando la acción de la palanca del cíclico sobre la válvula piloto, lo cual produciría una falla en la operación del sistema que coincide con el reportaje del piloto en la pérdida del control cíclico.
- Falta de supervisión en el mantenimiento al culminar la fase de la inspección C “Actuadores del Control de Vuelo Cíclico” lo que contribuyó al desajuste en el sistema cíclico de la aeronave.

4. RECOMENDACIONES

Por todo lo anterior, esta Dirección General para la Prevención e Investigación de Accidentes Aéreos, presenta las siguientes recomendaciones:

A la autoridad Aeronáutica (INAC)

053/2011-AA1 Efectuar una auditoria a la OMAC EDELCA, a fin verificar que se estén ejecutando correctamente los procedimientos de inspección, mantenimiento y control de calidad establecidos por la autoridad aeronáutica en la RAV 43.

A la Organización de Mantenimiento Aeronáutica Certificada (EDELCA)

053/2011- OMA1 Implementar medidas que aseguren una inspección, supervisión y/o verificación más efectiva y de calidad en cuanto a los componentes de este sistema durante los períodos correspondientes a la aplicación de los servicios de mantenimiento/reglaje, que permitan una detección y corrección anticipada de situaciones similares.

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