DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL
DEPARTAMENTO PREVENCIÓN DE ACCIDENTES

DGAC
CHILE

DPA

Departamento Prevención de Accidentes

INFORME FINAL ACCIDENTE DE AVIACIÓN Nº 1588AE

Aeronave : Bell 206.

Lugar : Cerro Ñame, Sector Carretones, Comuna de San Clemente, Región del Maule.

Fecha : 27 de abril de 2011.

ANTECEDENTES

La metodología de la Investigación considera las Normas y Métodos Recomendados (SARPS) establecidos en el Anexo 13, "Investigación de Accidentes de Aviación", al Convenio de Chicago publicado por la Organización Civil Internacional (O.A.C.I.), y lo establecido en el "Reglamento sobre Investigaciones de Accidentes e Incidentes de Aviación" (DAR-13), aprobado por Decreto Supremo N° 216 de fecha 03 de diciembre del 2003.

INFORMACIÓN DEL ACCIDENTE

El día 27 de abril de 2011, el helicóptero marca Bell, modelo 206B, matrícula , de propiedad de .., al mando del piloto privado de helicóptero Sr. licencia de Piloto Privado de Helicóptero N° , se precipitó a tierra en el cerro Ñame, sector Carretones, San Clemente, Región del Maule, durante un vuelo entre el Aeródromo Chicureo SCHC y la localidad de Copihue de la ciudad de Parral. El piloto y el pasajero, resultaron heridos y la aeronave con daños severos.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

1.1.1. El día 27 de abril de 2011, el piloto Sr. presentó plan de vuelo a través del sistema IFIS (Interntet Flight Information Services), con el propósito de dirigirse desde el aeródromo Chicureo, Región Metropolitana, hasta la localidad de Copihue de la ciudad de Parral. El tiempo de vuelo consignado fue de 01:50 horas, con autonomía para 03:00 horas. El piloto obtuvo las condiciones meteorológicas de la ruta a través de la misma página Web de la DGAC.

1.1.2. Previo al vuelo, el piloto inspeccionó la aeronave, verificando que el estanque de combustible se encontraba lleno, que el nivel de aceite del motor y el líquido hidráulico se encontraban sin observaciones. También, verificó la condición del "C*aution Panel*", el cual se encontraba sin observaciones.

1.1.2 El piloto , al mando del helicóptero matrícula , despegó desde el aeródromo Chicureo a las 11:00 hrs. local, con el propósito de dirigirse hasta la localidad de Copihue de la ciudad de Parral.

1.1.3 Luego de haber volado un tiempo de 01:30 hrs. el motor del helicóptero se detuvo bruscamente, cuando se encontraba a 4.500 pies de altitud, con rumbo 200°, con una velocidad de 102 nudos, a la cuadra Este de la ciudad de Talca. Según lo declarado por el piloto, no hubo indicio previo de falla del motor, ni aviso a través de las luces del panel anunciador del helicóptero, encendiéndose solamente el indicador del *Engine Out.*

1.1.4 Ante esta situación, el piloto procedió a realizar una autorrotación, estableciendo una velocidad de aproximación de 70 nudos, eligiendo un lugar para aterrizar, con arbustos y árboles, sobre un cerro. El piloto indicó que el lugar estaba libre de nubes, pero hacia el Oeste (hacia el valle) estaba cubierto con nubosidad de tipo stratus.

1.1.5 El aterrizaje de la aeronave fue brusco (*hard landing*), a consecuencia de lo cual resultó con daños severos en toda su estructura y los dos ocupantes heridos de gravedad.

1.1.6 El accidente ocurrió a las 12:30 hrs. local. Los ocupantes de la aeronave fueron localizados por un avión del Club Aéreo de Talca, a las 18:30 hrs. local, del mismo día. A las 23:00 horas local, funcionarios de Carabineros y Bomberos,

llegaron hasta el lugar del accidente. El piloto y pasajero fueron rescatados al día siguiente en helicópteros de Carabineros y de la Fuerza Aérea de Chile.

1.2. LESIONES

LESIONES	TRIPULACIÓN	PASAJEROS	OTROS	TOTAL
MORTALES				
GRAVES	1	1		2
MENORES				
NINGUNA				
TOTAL	1	1		2

1.3. DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE

El helicóptero resultó con daños mayores en su estructura.

Fuselaje

- Parabrisas derecho e izquierdo, quebrados.
- Ventanillas de las puertas de acceso a cabina, quebradas.
- Ventanillas inferiores y superiores, quebradas.
- Puertas de acceso a la cabina, deformadas y con diferentes trizaduras.
- Recubrimiento y estructura interior con diversas deformaciones, quebraduras, trizaduras y perforaciones.
- Estanque de combustible (celda de goma) con diversas perforaciones.
- Puerta de acceso a compartimiento de equipaje, deformada y con bisagras quebradas.
- Capotas de la transmisión con diversas deformaciones.
- Varilla de coordinación entre pedales anti-torque, deformada y quebrada.
- Empuñadura de control colectivo, quebrada.

Cono de cola

- Recubrimientos deformados, abollados y trizados.
- Estabilizador vertical inferior con recubrimientos doblados y trizados.
- Carenado del eje de transmisión, con abolladuras, deformaciones, y trizaduras.
- Estabilizador horizontal con diversas deformaciones y abolladuras.

Motor

- Capotas de motor, deformadas.
- Estanque de aceite con rotura en su parte inferior, perdiendo todo su contenido.
- Carcasa exterior de cámara de combustión en costado posterior izquierdo, con abolladuras.
- Mamparo cortafuegos, deformado

Transmisión

- Eje de transmisión hacia el rotor de cola, bajo el motor, quebrado y deformado.

Rotor principal

- Ambas palas con abolladuras.
- Palanca acodada (bellcrank) de control cíclico, quebrada.

Rotor de cola

- Una pala con dobladuras y trizaduras.
- Carenado de rotor con pérdida de material

Tren de aterrizaje

- Tubos cruzados delantero y trasero, quebrados.
- Tubos de deslizamiento derecho e izquierdo, quebrados y deformados.
- Pisaderas, derecha e izquierda, quebradas y deformadas.

Sistemas equipos y otros componentes

- Estanque de combustible con diversas perforaciones.
- Sistema hidráulico, con filtración por quebradura en área del estanque acumulador.
- Arnés eléctrico en el área de batería, desgarrado.
- Antenas en parte inferior del fuselaje, dañadas.
- Luces anticolisión y de posición, quebradas.
- Drenajes de batería, pitot y tubos de ventilación de panel de instrumentos, doblados y quebrados.

- Tubo pitot, quebrado.

Ver anexo "A" Fotografías de daños de la aeronave y anexo "B", Informe Técnico.

1.4. OTROS DAÑOS

No hubo.

1.5. INFORMACIÓN SOBRE LA TRIPULACIÓN

1.5.1. Piloto

NOMBRE	
EDAD	
R.U.T.	
LICENCIA	
HABILITACIONES	HELICÓPTERO BELL 206/206L
REGISTRA ACC/INCID.	NO

1.5.2. Experiencia de Vuelo en helicópteros

ANTECEDENTES	HORAS DE VUELO
HRS. DE VUELO EN EL MATERIAL	154:48
HRS. DE VUELO ÚLT. 30 DÍAS	05:30
HRS. DE VUELO ÚLT. 60 DÍAS	06:48
HRS. DE VUELO ÚLT. 90 DÍAS	14:24
HRS. DE VUELO DÍA DEL ACCID.	01:30
HRS. DE VUELO TOTALES	154:48

1.6. INFORMACION SOBRE LA AERONAVE

1.6.1 Antecedentes de la aeronave

MATRÍCULA		[redacted]
MARCA		BELL HELICOPTER TEXTRON
MODELO		206B
Nº SERIE		3313
HORAS DE VUELO		12.404,8
PLAZAS AUTORIZADAS		01 piloto y 04 pasajeros
ÚLTIMA REVISIÓN		05/10/2010
AÑO DE FABRICACIÓN		1981
PROPIETARIO		[redacted]
PESOS CERTIFICADOS	**P.V.**[1]	1.902,43 Libras
	P.M.D[2]**.**	3.200 Libras

1.6.2 Antecedentes del motor

ANTECEDENTES	MOTOR
FABRICANTE	ROLLS ROYCE
MODELO	250-C20B
Nº SERIE	CAE-820522 F
TIEMPO DESDE NUEVO	21.849 HRS.
T.B.O.	3.500 HRS.
Tiempo disponible de componentes del motor	Ver anexo "B", apéndice 3, hojas 26 y 27
ÚLTIMA REVISIÓN	100 HRS 05/10/2010

1.6.3 Antecedentes palas del rotor principal

ANTECEDENTES	PALA 1	PALA 2
FABRICANTE	BELL HELICOPTER TEXTRON	BELL HELICOPTER TEXTRON
MODELO	206.010-200-133	206-010-200-033
Nº SERIE	A-7187	T-21892
HORAS DE VUELO	323,8	4.887,5
T.B.O.(HORAS)	5.000	5.000
ÚLTIMA REVISIÓN	100 HRS O5/10/2010	100 HRS. 05/10/2010

[1] P.V.: Peso Vacío.
[2] P.M.D.: Peso Máximo de Despegue

1.6.4 Antecedentes palas del rotor de cola

FABRICANTE	BELL HELICOPTER	BELL HELICOPTER
NÚMERO DE PARTE	206-016-201-131	206-016-201-131
NÚMERO DE SERIE	CS-808	CS-8183
TIEMPO DESDE NUEVO	874.8 HRS.	874.8 HRS
MÁXIMO TIEMPO DE VIDA	2.500 HRS	2.500 HRS.
ÚLTIMA INSPECCIÓN	100 HRS./ANUAL	100 HRS./ANUAL

1.6.5 Documentación a bordo

DOCUMENTACIÓN	CONDICIÓN
CERTIFICADO MATRÍCULA	A bordo y sin observaciones
CERTIFICADO AERONAVEGABILIDAD	A bordo y sin observaciones
MANUAL DE VUELO	A bordo y sin observaciones
BITÁCORA DE VUELO	A bordo y sin observaciones

1.6.6 Historial de Mantenimiento

Las inspecciones, el mantenimiento y los trabajos técnicos, se realizaban de acuerdo a los tiempos establecidos por el fabricante de la aeronave y del motor. Los Registros de Mantenimiento, se encontraban actualizados de acuerdo a lo estipulado por la DGAC.

1.6.7 Inspecciones y peritajes realizados

1.6.7.1 Se realizaron inspecciones en el lugar del suceso, en las instalaciones del CMA [redacted]. Posteriormente se efectuó peritaje al motor en Rolls Royce en Brasil, cuyo informe señala en "Resumen de Hallazgos":

"El acoplamiento turbina a compresor estaba fracturado y combado, producto de exceso de temperatura. El eje inferior de la turbina de potencia estaba combado hacia afuera y separado junto al daño del acoplamiento turbina compresor. Una cantidad significativa de carbón se observó a través del sistema de ejes de la turbina. El daño al acoplamiento turbina a compresor y eje interno de la turbina

de potencia fue producto del roce del eje entre estos dos componentes que giran concéntricamente. El acoplamiento turbina a compresor normalmente gira 48.000 – 50.970 rpm (95%-100% de velocidad), mientras que el eje interno de la turbina de potencia gira a 33.290 rpm (100% de velocidad). La acumulación de carbón en el sistema de aceite entre estos dos rotores eventualmente llevó a contacto de superficie con un diferencial de velocidad de 14.710 – 17.680 rpm. El roce del carbón llevó a elevadas temperaturas de material y posteriormente ambos componentes cedieron y se expandieron haciendo que los rotores se trabaran mecánicamente. De este modo el motor no pudo seguir funcionando normalmente y satisfacer las demandas de potencia de la aeronave."

1.6.7.2 El Informe Técnico señala:

Los daños estructurales encontrados en la aeronave fueron provocados como consecuencia del aterrizaje brusco o duro (hard landing), posterior a la autorrotación que realizó el piloto ante la detención en vuelo del motor.

Las inspecciones efectuadas a los sistemas del helicóptero corroboraron que no habrían existido anomalías o deficiencias en su estructura, en los sistemas de control de vuelo, de transmisión, hidráulico y de combustible del helicóptero, antes del accidente.

Las pruebas funcionales realizadas a todos los componentes del sistema de control de combustible del motor, determinó que éstos estaban funcionando dentro de los parámetros normales, no encontrándose fallas que impidieran la alimentación del motor en vuelo.

La verificación en terreno, inspección posterior en Santiago y lo declarado por el piloto al mando, corroboran que la aeronave mantenía suficiente cantidad de combustible para seguir volando hasta el destino programado.

La inspección a los componentes internos del motor determinó la presencia de carbón y coque al interior de varios ejes de la turbina, depósito externo de aceite y el filtro de aceite. Tanto la ubicación y la cantidad de carbón y coque encontrados en las áreas descritas anteriormente, son indicadores del funcionamiento del aceite a alta temperatura.

El eje de conexión entre la turbina de potencia (P/N 6898977) y el eje interno de la turbina de potencia, se fracturaron y deformaron debido a exceso de temperatura existente en el área, impidiendo el libre giro del motor.

La acumulación de carbón y coque en los ejes que giran en forma concéntrica, las pequeñas holguras existentes entre ellos, el roce producido a altas revoluciones (50.000 rpm el eje de conexión entre la turbina productora de gas y compresor y 33.000 rpm el eje de interior de turbina de potencia) y la consecuente disminución de la lubricación y enfriamiento de los componentes móviles del motor, habrían producido que se elevara la temperatura de los ejes por sobre lo normal, haciendo que se dilataran, fracturaran y se deformaran hasta agripar el motor y por consiguiente, producir una detención abrupta de éste en vuelo.

La degradación o falta del O-ring en el eje "Spur Adapter Gearshaft", el cual se utiliza tanto para disminuir las vibraciones (Damper) entre los ejes y como sello para evitar filtraciones de aceite, habría permitido una desalineación entre los ejes que habría contribuido a la falla del motor.

La falta de aseguramiento de tres de los cinco puntos de soporte, entre el módulo de turbina y la caja de engranaje, habría producido desalineaciones que habrían contribuido a la falla del motor.

Las condiciones descritas en párrafos anteriores podrían haber contribuido al roce producido entre los ejes, agravado por la presencia de carbón y coque aumentando aún más la temperatura en los ejes.

La verificación efectuada en los registros de mantenimiento determinó que no existían registros de discrepancias asociadas con el sistema de lubricación del motor, tipo de aceite, frecuencia de relleno de aceite, baja presión de aceite, presencia de humos al despegar, ni sobre temperatura de aceite que evidenciaran fallas en el motor.

De acuerdo a lo relatado por uno de los pilotos que volaron la aeronave durante el último mes antes del accidente, en una oportunidad, durante la puesta en marcha del motor, no se habrían obtenido los parámetros óptimos establecidos en el manual de vuelo, lo cual sobre la base de los antecedentes recopilados (peritaje motor) se podría interpretar como el primer síntoma de anomalía del motor.

Los aceites utilizados correspondían a los recomendados por Rolls-Royce para ser utilizados en este modelo de motor (EXXON TURBO OIL 2380 o el BP 2380).

El sistema de lubricación del motor no dispone de un filtro de aceite externo con un dispositivo que indique saturación del sistema, como es recomendado por el fabricante. Por lo tanto, el piloto durante el último pre vuelo no tenía la posibilidad de verificar la existencia de una indicación visual de la saturación u obstrucción del sistema de lubricación.

No hay registros en las bitácoras de la aeronave por discrepancias en el motor, de sobre-temperatura de aceite, frecuencia y cantidad de relleno de aceite, tipo de aceite utilizado, indicación de humo en la partida, baja presión de aceite.

Anexo"B" Informe Técnico

1.6.8 Peso

De acuerdo a los antecedentes obtenidos del manual de vuelo de la aeronave y la información entregada por el piloto antes de iniciar el vuelo, el helicóptero tenía el siguiente peso:

Peso vacío	1.902,43 libras
Piloto/	176,37 libras
Pasajero.	176,37 libras
Combustible	549,00 libras
Compartimento de carga trasero	142,2 libras
Total	2.750,43 libras
Peso máximo operacional	3.200,00 libras

De acuerdo con lo anterior, la aeronave despegó con un peso menor al máximo de despegue permitido, estando el CG dentro del limite (111,4 Pulgadas). El rango del CG está entre 106, y 112,3 pulgadas.

Al momento del accidente la aeronave tenía un peso de 2.694.4 libras y el C.G. (+109.6) se encontraba dentro de la envolvente.

1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA

El informe técnico operacional, emitido por la Dirección Meteorológica de Chile, indica que la zona del accidente se encontraba con nubosidad baja, tipo stratus cúmulos. Señala además que para el lugar del accidente, no se cuenta con información de visibilidad ni de techo.

PRONÓSTICO DE RUTA

GAMET SCEL

Valid 271200/271800 SCEL Santiago FIR BLW FL 150

Visibilidad de superficie entre las 12 y 13 UTC 600 metros niebla, entre las latitudes S32 y S36

Cambios significativos de nubosidad, quebrado altura de las nubes 400 a 2.000 pies entre las latitudes S33 y S36

Presiones, baja 1016 HPA entre las coordenadas S33 W72, alta presión 1021 HPA entre coordenadas S33 W85.

Vientos de altura

2000 pies viento de los 160 con 10 nudos de intensidad

5000 pies viento de los 170 con 3 nudos de i intensidad.

El piloto, en su declaración, indicó que la ruta se encontraba en el sector precordillerano libre de nubes y para el Oeste hacia el valle, había nubosidad baja.

El pasajero en su declaración señala: *"Las condiciones meteorológicas en Santiago a la hora del despegue, a mi juicio eran buenas había sol. La ruta estaba buena, nunca volamos entre nubes. Recuerdo que el vuelo lo realizamos por la falda de la cordillera, siempre con tierra a la vista. La costa y valles había nubosidad compacta y baja"*

1.8 AYUDAS A LA NAVEGACIÓN

No aplicable.

1.9 COMUNICACIONES

No aplicable.

1.10 INFORMACIÓN DEL LUGAR DEL ACCIDENTE

La aeronave se accidentó en un lugar que se encuentra entre las coordenadas, Sur 35°30'53,3" Oeste 71°15'17,5", correspondiente al sector cerro Ñame, sector Carretones, comuna de San Clemente, Región del Maule y tiene una elevación de 1.500 pies.

El terreno está compuesto de arbustos y árboles de una altura de 2 a 4 metros Anexo "C" Fotografía lugar del accidente (Imagen Google Earth).

1.11 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO

El helicóptero quedó orientado hacia los 230 grados, con indicios de un aterrizaje brusco y presentando daños en toda su estructura. El tren de aterrizaje se encuentra colapsado, con signos de impacto contra el terreno en forma vertical y no hay indicios de desplazamiento de la aeronave sobre el terreno. El rotor principal no presenta daños de impacto con potencia.

1.12 INCENDIO

No hubo.

1.13 SUPERVIVENCIA

La aeronave se precipitó a tierra a las 12:30 hrs. local. El piloto se comunicó con un conocido, utilizando un teléfono celular a quien le notificó el accidente y la posición estimada respecto al lugar donde se encontraban. Ambos ocupantes de la aeronave resultaron con heridas que les impedía movilizarse con facilidad. El piloto permaneció todo el tiempo dentro de la cabina, el pasajero pudo salir de la aeronave y se mantuvo fuera de ella, tendido en el suelo, con mucha dificultad para moverse.

El Servicio SAR fue alertado y comenzó la búsqueda por el sector. Con respecto al ELT, este no se activó al impactar la aeronave contra el terreno. El piloto señaló que el ELT iba en posición automático. Por medio de contacto telefónico se le indicó al piloto, quien permanecía en la cabina del helicóptero, que el ELT no estaba emitiendo señal, por tal razón se dificultaba la ubicación de la aeronave por parte del Servicio SAR.

Debido a las lesiones que presentaba el piloto, no podía alcanzar el equipo ubicado a un costado de la posición del asiento del pasajero. Al atardecer de ese día, el piloto señaló que luego de realizar un gran esfuerzo, pudo alcanzar con una de sus manos el equipo ELT, procediendo a mover los controles, logrando su activación.

Luego a las 18:30 horas local, el helicóptero fue localizado por una aeronave del Club Aéreo de Talca. El equipo ELT fue removido por las primeras patrullas que llegaron al lugar del accidente y entregado a familiares de los afectados.

A las 23:00 horas una patrulla de Carabineros y del Cuerpo de Bomberos de la localidad, llegaron al lugar del accidente, también llegó personal del SAR de la Fuerza Aérea de Chile. Las dos personas heridas fueron evacuadas al día siguiente, una de ellas en un helicóptero de Carabineros y la otra en un helicóptero de la Fuerza Aérea de Chile. Ambas personas fueron trasladadas al Hospital de Talca. Posteriormente fueron llevadas a la Clínica Alemana de la ciudad de Santiago.

El diagnóstico del piloto ., según certificado médico emitido por el Hospital de Talca, fue *"Fractura Vertebral de L1, tipo Burst, ocupación de canal mayor del 80%."*

El pasajero egún informe de lesiones 07103 Clínica Alemana señala: *"Politraumatizado, fracturas costales, derecha fractura esternón fractura apófisis transversal".*

1.14 RELATOS

1.14.1 Extracto del relato del piloto

"...Previo al vuelo inspeccioné la aeronave en la parte exterior, baterías, nivel de líquido hidráulico, nivel de aceite de motor. Por medio del registro exterior y a través del instrumento de cabina verifiqué que el helicóptero se encontraba full

combustible. Entre otras cosas, probé la condición del Caution panel el cual se encontraba sin observaciones, debo señalar que esta revisión la realicé con la lista de chequeo del helicóptero. El mecánico que asistió el despacho del helicóptero fue . , mecánico .

El día del accidente no cargué combustible en el helicóptero, ya que el día 21 de abril llamé de la empresa y le indiqué que me cargara combustible y que dejara el estanque full...

El tiempo de vuelo consignado en el plan de vuelo fue de 1:50 hrs. (una hora cincuenta minutos) de vuelo, la aeronave tenía una autonomía para 03.20 horas. Debo señalar que entre el día 21 de abril y el día antes del accidente, no realicé ningún vuelo en el helicóptero.

Respecto a las condiciones meteorológicas de la ruta, la obtuve por medio de la página WEB de la DGAC.

Ante la consulta respecto a las condiciones meteorológicas de la ruta entre Chicureo y Parral, debo señalar que la ruta empleada fue por los contra-fuertes cordilleranos, volé a una altitud entre 4.000 y 4.500 pies de altitud, esta ruta se encontraba libre de nubes y con buena visibilidad, observando que hacia el Oeste habían nubes tipo stratus nubes bajas y cubierto.

Respecto a los momentos previos al accidente debo señalar que al encontrarme volando con rumbo 200 grados a 4.500 pies de altitud, con una velocidad de 102 nudos, a la cuadra Este de la ciudad de Talca, sentí que el motor se detuvo, percibiendo un ruido similar a cuando uno detiene la turbina, ésta se detuvo completamente, no advertí ninguna alarma en el panel anunciador previo a la detención del motor, no tuve indicación de bajo nivel de combustible, el instrumento de combustible indicaba que tenia un remanente aproximado de 50 galones, sólo se encendió el indicador ENGINE OUT, cuando el motor se detuvo, no vi que se iluminara otro indicador en el caution panel, también es preciso señalar que no vi ningún parámetro anormal, previo a la detención del motor, debo señalar como dato adicional que la temperatura a exterior era de 20 grados Celsius.

Ante la detención del motor procedí a realizar una autorrotación, estableciendo una velocidad de 70 nudos, no intenté poner nuevamente el motor en marcha, ni siquiera lo pensé, no lo tenía dentro de los procedimientos. Debo señalar que durante las prácticas de autorrotación durante la instrucción, nunca practiqué esta maniobra hasta el suelo.

El lugar elegido para realizar la emergencia fue sobre un cerro que tiene una elevación de aproximadamente 1.500 pies, ésta está formada de arbustos y árboles, el lugar se encontraba despejado, estaba con sol, hacia el Oeste de nuestra posición y hacia el valle había nubosidad baja. El accidente ocurrió aproximadamente a las 12:30 hrs. local. Esa noche quedamos en el lugar del accidente hasta el amanecer, yo fui rescatado por un helicóptero de Carabineros y mi amigo fue rescatado más tarde por un helicóptero de la FACH. Ambos fuimos trasladados al Hospital de Talca y luego a la Clínica Alemana. De la ciudad de Santiago..."

1.14.2 Extracto del relato del acompañante

"... El día antes señalado despegamos de la localidad de Chicureo de la ciudad de Santiago a eso de las 11:00 hrs. local, el viaje era por razones de trabajo con el propósito de dirigirnos a la localidad de Copihue de la comuna de Parral.

Previo al vuelo vi que el piloto revisó el helicóptero externa e internamente (tablero), luego abordó la aeronave. Aparentemente todo estaba normal.

El helicóptero estaba listo para el vuelo, recuerdo que había gente (mecánicos y funcionarios del helipuerto) al lado del helicóptero, no recuerdo que se haya cargado combustible, me imagino que el helicóptero había sido cargado con anterioridad.

Las condiciones meteorológicas en Santiago a la hora del despegue, a mi juicio eran buenas, había sol. La de la ruta estaba buena, nunca volamos entre nubes. Recuerdo que el vuelo lo realizamos por la falda de la cordillera, siempre con tierra a la vista, hacia la costa y valles había nubosidad compacta y baja.

Previo al accidente, cuando volábamos aproximadamente a la cuadra de Talca sentí en mis fonos un pito, mire al piloto y recuerdo que dijo "que pasa", no recuerdo haber visto alguna luz en el panel. El helicóptero comenzó a descender en autorrotación hasta que descendió en pérdida muy rápido desde unos 8 metros impactando violentamente sobre un lugar relativamente plano del cerro..."

1.14.3 Extracto del relato Instructor de vuelo

Pregunta: Le solicito me explique con el máximo detalle la situación ocurrida el día 8 de abril de 2011, en el Aeródromo Chicureo durante un vuelo de instrucción que realizaba en la aeronave

"...Si efectivamente volé el día señalado con , hijo de en vuelo de instrucción debidamente autorizado por la DGAC.

Fue un vuelo de 0,7 hrs. local en el sector del aeródromo de Chicureo.

Previo al vuelo, realizamos el breafing de vuelo de aproximadamente 1 hora y luego realizamos en chequeo de prevuelo correspondiente al Piloto, según procedimiento normales del manual de vuelo.

Me di cuenta antes de subirme a la aeronave que no estaba el mando cíclico ni colectivo del lado del instructor y le dije al mecánico encargado, conocido como que lo colocara, tomando la precaución de hacerlo correctamente por la gran cantidad de accidentes que se han producido al colocar estos controles en forma incorrecta y además, realizó el chequeo de funcionamiento del acelerador en seco, sin registrar problemas según su versión. Yo chequeé el recorrido del acelerador también sin encontrar problemas aparentes.

Luego de chequear certificado de aeronavegabilidad vigente, certificado de matrícula de la aeronave y bitácora, en donde me fijé en los últimos vuelo del año y las últimas revisiones, una de las cuales me parece que había sido hecha hace pocos días y al no encontrar discrepancias pendientes, corroboradas por el mecánico, ", realizamos chequeo de pre partida y luego partida. Luego de estar en el proceso de llevar a full abierto el acelerador, percibí que el acelerador junto con llegar al máximo, es decir al tope, me percaté que las RPM

sobrepasaron el 100%, estimo un 2% o 3%, en una especie de sobre aceleración, por lo que ocupé el trim del gobernador para reducir las RPM a su nivel normal, es decir a un 98% o 99% en tierra. No reaccionó inmediatamente, pero esto es algo normal en este equipamiento. Si pensé en algún minuto que podría haber sido una mala instalación del mando colectivo, que ocurre muy a menudo y el acelerador no responde correctamente a su recorrido.
Entonces puedo decir que me pareció extraña la situación, pero todo se desvirtuó porque no me pareció extraño que ocupara el trim para reducir las RPM. y que éstas luego reaccionaran sin problemas.
Luego realicé un chequeo en Hover por espacio de 15 a 18 minutos (0,3) sobre la pista de Chicureo, realizando movimientos del colectivo arriba y abajo para chequear reacción y comportamiento del motor y sus RPM, junto con los sistema de combustible y otros, etc. Luego aterricé, cerré acelerador a posición IDLE y luego full abierto, luego hice esta maniobra nuevamente y todo respondió normalmente.

No habiendo encontrado nada extraño y la aeronave se comportaba bien, despegué por espacio de 18 minutos más (0,3) sin inconvenientes y luego aterricé, estuve unos minutos viendo nuevamente el comportamiento de la aeronave sin encontrar nada extraño. Cortamos motor sin problemas.
El suceso del acelerador se lo comenté al mecánico de línea, encargado del mantenimiento del helicóptero en el CMA y creo que éste me respondió que no sabía que podía ser. Lo vería igual, creo. Estimé oportuno no dejar discrepancia de vuelo, porque no me pareció algo fuera de lo normal ya que todo se comportó normalmente en un vuelo de más de 35 minutos.

No recuerdo que el Sr. ... me haya hecho el comentario, si recuerdo que cuando lo visité en la Clínica Alemana, si me dijo que le había pasado algo de una aceleración en el helicóptero en un procedimiento parecido al que describí

previamente y que esto se le había dicho al mecánico del CMA, . Esto le habría ocurrido unos días antes de mi único vuelo con su hijo en Rapel. Menos recuerdo el tema del 70% de aceleración.

Tengo 3.200 horas de vuelo, soy instructor de vuelo hace 11 años y deseo aclarar que confío en el mantenimiento que se le dio al helicóptero , toda vez que se está realizando en un CMA reconocido por la DGAC, y sus revisiones se realizan de acuerdo al estándar que tanto la BELL y la FAA EE.UU y la DGAC en Chile, imponen para las filiales de mantenimiento de la línea Bell y a los CMA"...

1.14.4 Relato del Representante Técnico

El propietario de la aeronave matricula algún contrato de mantenimiento vigente a la fecha del accidente con el CMA y que documentación entregó?

Resp. "*No existía ningún contrato de por medio con el propietario de la aeronave.*"

De ser negativa la respuesta ¿Cual era la relación con el propietario u operador de la aeronave y desde que fecha se realizaron trabajos de mantenimiento en la aeronave y en que consistía?

Resp. "*El helicóptero se mantenía hangarado en las instalaciones. Los mantenimientos eran a solicitud del propietario y consistieron en cambio de componentes (batería, actuador lineal, lens, extintor, flash tube).*"

El operador, durante los primeros días de abril de 2011 informó a ese CMA de alguna anomalía o discrepancia experimentada en el helicóptero ¿Quien recibió la discrepancia y por que medio? ¿Cual fue esa anomalía? y ¿Cuál fue la acción correctiva que el CMA propuso?

Resp. "*El principal medio de comunicación entre el propietario y el taller es la bitácora misma que no tenía ninguna anomalía o discrepancia a verificar.*"

"Telefónicamente, el propietario se contactó con el mecánico por un problema post ralentí, posterior al cual se realizó un reseteo del recorrido del acelerador quedando funcional, pero se acordó de efectuar un chequeo funcional en un próximo vuelo de verificación con personal del taller, mismo que no se logró coordinar en conjunto."

Durante el último tiempo ¿se reportaron u observaron las siguientes anomalías observaciones en el helicóptero, como por ejemplo?

Excesivo consumo de aceite.

Humo por los tubos de escapes.

Reportes de sobre temperatura en el sistema de lubricación (por sobre los 107 grados Celsius) o de baja presión de aceite.

Resp. "*No*"

Anexo "D" Relatos

1.15 DATOS ADICIONALES

En el Capítulo 3, del Manual de Vuelo, se indica el procedimiento ante una falla de motor autorrotación.

Emergency procedures

- Engine Failure and Autorrotation
- *Collective pitch – Adjust as required to maintain rotor RPM, 90% to 100%.*
- *Note Rotor RPM maintained at the high end of operating range will provide maximum rotor energy to accomplish the landing; but will cause an increased rate of descent.*
- *Warning Reduce forward speed to desired autorrotative airspeed for existing conditions. Airspeed for minimum descent is 60 MPH (52 Knots) IAS. Airspeed for maximum glide distance is 80 MPH (69 Knots) IAS.*
- *At low altitude, close throttle and flare as required to lose excessive speed.*
- *Apply collective pitch as flare effect decreases to further reduce forward speed and cushion landing.*

- *It is recommended that level touchdown be made prior to passing through 70% rotor RPM. Upon ground contact. Collective pitch shall be reduced smoothly while maintaining cyclic in neutral or centered position.*
- *Warning Excessive ground run with collective up, or any tendency to float for long distance prior to ground contact shall be avoided.*
- *Maximun airspeed for steady autorotation in 115 MPH (100 knots) IAS. Autorotation above this speed results in high rates of descent and low rotor speed.*

2. ANÁLISIS

2.1 El piloto contaba con la licencia y habilitaciones requeridas para operar la aeronave. De igual forma, la aeronave se encontraba con su certificado de aeronavegabilidad vigente y autorizada para el tipo de operación en que ocurrió el suceso.

2.2 El piloto, en su declaración, señaló que luego de haber despegado desde el Aeródromo Chicureo de la ciudad de Santiago, con el propósito de dirigirse a la localidad de Copihue, tras un vuelo 01:30 hrs. al encontrarse a 4.500 AGL, y a la cuadra de la ciudad de Talca, en forma imprevista el motor se detuvo. Ante esta situación, el piloto procedió a realizar una autorrotación.

2.3 Luego que el piloto realizó el flare sobre el punto elegido, éste habría accionado el colectivo de manera excesiva, consumiendo las RPM del rotor principal, precipitándose el helicóptero a tierra al perder sustentación, cayendo en forma descontrolada desde unos 8 metros de altura. Prueba de lo anterior es el daño de las palas del rotor principal compatible con golpe contra ramas de un árbol, con un rango operativo de RPM inferior a lo normal.

2.4 A consecuencia de esta situación, el piloto y pasajero resultaron heridos y la aeronave con daños de consideración en toda su estructura.

2.5 Previo a la detención del motor, el piloto señaló que no advirtió ninguna alarma de falla en el panel anunciador, el cual se encontraba funcionado sin observaciones.

2.6 En el lugar del accidente, se pudo determinar que había combustible derramado debido a la ruptura del estanque de combustible, lo que indicaría que la detención del motor en vuelo no es atribuible a agotamiento de este elemento, que es además concordante con lo señalado por el piloto afectado, quien indicó que cuando se produjo la detención del motor en vuelo, la aeronave aún tenía 50 galones de combustible remanente.

2.7 Posterior al accidente, con el propósito de hacer una revisión más exhaustiva a los dispositivos y componentes del helicóptero, se trasladó la aeronave hasta con la cooperación de un experto de Rolls Royce y otro de la Bell, se realizaron peritajes a toda la aeronave, no encontrándose aspectos relevantes que dieran indicio de la razón del porqué el motor se detuvo en vuelo.

2.8 Debido a lo anteriormente señalado, el motor fue sometido a peritaje en banco de prueba de Rolls Royce, ubicado en la ciudad de Sao Paulo, Brasil.

2.9 Se procedió a abrir el motor constatándose que el acoplamiento de la turbina al compresor estaba fracturado y combado, producto de exceso de temperatura. El peritaje realizado por Rolls Royce señala que *"El eje interior de la turbina de potencia estaba combado hacia fuera y separado junto al daño del acoplamiento turbina compresor. Una cantidad significativa de carbón se observó a través del sistema de la turbina de potencia. La acumulación de carbón en el sistema de aceite entre estos dos rotores eventualmente llevó a elevadas temperaturas de material y posteriormente ambos componentes cedieron y se expandieron haciendo que los rotores se trabaran mecánicamente. De este el modo el motor no pudo seguir funcionando normalmente y satisfacer las demandas de potencia de la aeronave".*

2.10 Como observaciones encontradas en el desarme del motor se pudo establecer la degradación o falta del O-ring en el eje "Spur Adapter Gearshaft", el cual está diseñado para disminuir las vibraciones (Damper) entre los ejes y como sello para evitar filtraciones de aceite. Esto habría permitido una desalineación entre los ejes que habría contribuido a la falla del motor.

2.11 También se observó la falta de aseguramiento de tres de los cinco puntos de soporte entre el módulo de turbina y la caja de engranaje, lo que habría producido desalineaciones que habrían contribuido a la falla del motor.

2.12 Las condiciones descritas en párrafos anteriores podrían haber contribuido al roce producido entre los ejes, agravado por la presencia de carbón y coque, aumentando aún más la temperatura en los ejes.

2.13 Es importante señalar que el piloto afectado indicó que 26 días antes del accidente, el motor presentó un problema durante la puesta en marcha, que consistió en que al aplicar full acelerador, el motor sólo dio el 70% de las RPM.

2.14 Luego de proceder a acelerar y a desacelerar en tres oportunidades, el motor alcanzó el 100% de las RPM. Esta situación no quedó registrada en la bitácora, por lo que la parte técnica no tomó acción sobre esta discrepancia. En base a los antecedentes recopilados en el peritaje del motor, esto se podría interpretar como el primer síntoma de anomalía del motor por acumulación de carbón y coque entre los ejes que giran en forma concéntrica y entre las pequeñas holguras existentes entre ellos.

2.15 De acuerdo a la investigación, no fue posible determinar con exactitud en qué momento comenzaron a formarse estos residuos de carbón entre los ejes que se trabaron.

2.16 El sistema de lubricación del motor no dispone de un filtro de aceite externo con un dispositivo que indique saturación del sistema, como es recomendado por el

fabricante. Por lo tanto el piloto, durante el último pre vuelo no tenía la posibilidad de verificar la existencia de una indicación visual de la saturación u obstrucción del sistema de lubricación del motor.

2.17 Al respecto, el fabricante del motor señala en el manual de mantenimiento que de una falla en la mantención del sistema de lubricación del motor, puede resultar una detención brusca del motor, tal como ocurrió en este caso.

3. CONCLUSIONES

3.1 El piloto mantenía su licencia y habilitación vigente.

3.2 El helicóptero se encontraba con su certificado de aeronavegabilidad vigente.

3.3 El motor del helicóptero se detuvo durante el vuelo, al momento que se encontraba volando con dirección 200°, a 4.500 pies de altitud y a la cuadra de la ciudad de Talca.

3.4 El piloto efectuó una autorrotación, utilizando en forma anticipada las revoluciones del rotor, lo que provocó una pérdida de sustentación de la aeronave y que se precipitara a tierra desde unos 8 metros de altura (aterrizaje brusco).

3.5 A consecuencia del aterrizaje brusco la aeronave resultó con daños en toda su estructura.

3.6 Al momento de la detención del motor la aeronave tenía combustible para 01:30 horas de vuelo.

3.7 La detención del motor se debió a la formación de carboncillo en el interior del motor, lo que provocó el trabamiento de los ejes de acoplamiento entre la turbina y el compresor hasta obstruirse mecánicamente.

3.8 La verificación efectuada en los registros de mantenimiento determinó que no existen discrepancias asociadas con el sistema de lubricación del motor.

3.9 De acuerdo a la investigación, no fue posible determinar con exactitud en que momento comenzaron a formarse estos residuos de carbón entre los ejes que se trabaron.

3.10 Las condiciones meteorológicas se encontraban sin fenómenos que redujeran la visibilidad y por tanto no contribuyeron al hecho.

3.11 El programa de mantenimiento de la aeronave se cumplía dentro de los períodos indicados por el fabricante del motor y de la aeronave.

3.12 Como consecuencia del accidente, el piloto y el acompañante resultaron heridos de gravedad.

4. CAUSA DEL ACCIDENTE

La causa del accidente fue la detención del motor en vuelo debido al trabamiento de los ejes de acoplamiento entre la turbina y el compresor, provocado por la acumulación de carbón y coque, en el sistema de aceite del motor.

5. FACTORES CONTRIBUYENTES

5.1 Degradación o falta del O-ring en el eje "Spur Adapter Gearshaft", el cual está diseñado para disminuir las vibraciones (Damper), entre los ejes y como sello

para evitar filtraciones de aceite. Este hecho habría permitido una desalineación entre los ejes que habría contribuido a la falla del motor.

5.2 La falta de aseguramiento de tres de los cinco puntos de soporte entre el módulo de turbina y la caja de engranaje, lo que habría producido desalineaciones que habrían contribuido a la falla del motor.

5.3 No tener instalado el filtro exterior recomendado por el fabricante del motor.

6. RECOMENDACIONES

6.1 Dar a conocer este accidente a las empresas aéreas que operan aeronaves con motores Rolls Royce, modelo 250-C20B, con el fin de prevenir fallas de este tipo.

6.2 Para aeronaves que operen con motores Rolls Royce, modelo 250-C20B, reiterar la recomendación del fabricante, en lo relacionado con la instalación de un filtro de aceite externo.

6.3 Mantener un registro en la bitácora de la aeronave respecto a rellenos de aceite, utilizando las nuevas bitácoras de vuelo y mantenimiento descritas en DAP 06-01 y DAP 06-02.

AQUILES MUÑOZ CISTERNAS
INVESTIGADOR TÉCNICO

ÁNGEL ESPINOZA REYES
INVESTIGADOR ENCARGADO

ANEXOS

ANEXO "A" Fotografías de daños de la aeronave
ANEXO "B" Informe técnico
ANEXO "C" Fotografías del lugar
ANEXO "D" Relatos.

DISTRIBUCIÓN

EJ. Nº 1.- Fiscalía de Talca
EJ. Nº 2.- Expediente 1588AE.