



DGAC
C H I L E

DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL
DEPARTAMENTO PREVENCIÓN DE ACCIDENTES

DPA

Departamento
Prevención de
Accidentes

INFORME FINAL ACCIDENTE DE AVIACIÓN Nº 1510OR

Aeronave : HELICÓPTERO GARLICK, MODELO
UH-1H.

Lugar : Fundo Perasco, 10 kilómetros al
Este de la ciudad de Collipulli,
Región de la Araucanía.

Fecha : 22 de enero de 2009.

ANTECEDENTES

El día 22 de enero de 2009 el piloto Sr. _____ al mando del helicóptero Garlick, modelo UH-1H, matrícula _____ despegó desde la ciudad de Collipulli, con la finalidad de realizar combate de incendios forestales. Después de finalizar la segunda descarga de agua, el piloto fue alertado por personal en tierra, de la presencia de humo saliendo del motor, motivo por el cual aterrizó inmediatamente. Posterior a esto, la aeronave se incendió, resultando destruida y el piloto ileso.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

- 1.1.1. El día del suceso, el piloto Sr. _____ operaba el helicóptero matrícula _____ en combate de incendios forestales, en el Fundo Perasco, distante a 10 kilómetros al Este de la ciudad de Collipulli.
- 1.1.2. Luego de estar una hora y media en combate de incendio, el piloto regresó a su base de operación denominada Mortandad, ubicada en la ciudad de Collipulli, con la finalidad de reabastecer de combustible al helicóptero.
- 1.1.3. Transcurridos 20 minutos aproximadamente después del carguío de combustible, el piloto Sr. _____ despegó nuevamente al Fundo Perasco, para continuar la extinción de incendios forestales, realizando dos descargas de agua.
- 1.1.4. Posterior a la segunda descarga de agua y mientras se retiraba del lugar, el piloto relató haber escuchado un fuerte ruido del motor, pero sin observar indicaciones de parámetros anormales.
- 1.1.5. Según los relatos, en ese instante, brigadistas en tierra informaron al piloto que desde el compartimiento del motor de la aeronave salía humo, motivo por el cual decidió de inmediato efectuar el aterrizaje.

- 1.1.6. Próximo a aterrizar, el piloto se percató que el instrumento de temperatura de la turbina, se encontraba en su rango máximo, sin embargo, no detectó luces de precaución o señales auditivas de mal funcionamiento del motor o de otro componente de la aeronave.
- 1.1.7. Una vez aterrizado el helicóptero, el piloto apagó el motor, descendió de la aeronave y se percató de la gran cantidad de humo y fuego que salía desde el compartimiento de la turbina, razón por la cual se alejó, observando luego como las llamas se propagaban por la estructura.
- 1.1.8. A consecuencia del suceso, el piloto al mando resultó sin lesiones y la aeronave destruida.

1.2. **LESIONES A PERSONAS**

LESIONES	Tripulación	Pasajeros	Otros	Total
Mortales				
Graves				
Leves				
Ninguna	1			1
TOTAL	1			1

1.3. **DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE**

Por efectos del fuego, el helicóptero resultó destruido en gran parte de su estructura, excepto su rotor de cola, estabilizador vertical y estabilizadores horizontales.

Ver anexo "A", Fotografías.

1.4. **OTROS DAÑOS**

No hubo.

1.5. **INFORMACIÓN SOBRE LA TRIPULACIÓN**1.5.1. **Piloto al mando**

NOMBRE	
EDAD	44 años.
R.U.T.	
LICENCIA	Piloto Comercial de Helicóptero
HABILITACIONES	Monorotor, Bell 206/206L, B105, BK17, EC35, Bell 204/205/UH-1 Series, Comb. Incendios Forestales.
REGISTRA ACC/INCID.	No.

1.5.2. **Experiencia de Vuelo**

ANTECEDENTES	HORAS DE VUELO
HRS. DE VUELO EN EL MATERIAL	60:00
HRS. DE VUELO ÚLT. 90 DÍAS	24:00
HRS. DE VUELO ÚLT. 60 DÍAS	24:00
HRS. DE VUELO ÚLT. 30 DÍAS	24:00
HRS. DE VUELO DÍA DEL ACCID.	01:05
HRS. DE VUELO TOTALES	2.960:00

1.6. **INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE**1.6.1. **Antecedentes de la aeronave**

MARCA	GARLICK	
MODELO	UH-1H	
NÚMERO DE SERIE	67-19485	
AÑO FABRICACIÓN	1968	
PESO BÁSICO VACÍO	5.634 Lb.	FECHA FORM W & B 17-11-2006
PESO MÁXIMO DESPEGUE	9.500 Lb.	
PLAZAS	TRIPULACIÓN 1	PASAJEROS -
HORAS DE VUELO	6.687,8	FUENTE Bitácora de la Aeronave

1.6.2. **Antecedentes del motor**

MARCA	Lycoming	
MODELO	T53-L-13B	
T.B.O.	2.400 Hrs.	HSI cada 1.200 Hrs.
NÚMERO DE SERIE	LE-22725BR	
T.S.N.	1.716,3 Hrs.	
ÚLTIMA INSPECCIÓN EFECTUADA, FECHA, TIPO, CMA	100 Hrs, 21.01.2009,	

1.6.3. **Antecedentes de las palas del Rotor principal**

	M/R	T/R
MARCA	Bell	Bell
NÚMERO DE PARTE	204-011-250-113	204-011-250-113
NÚMERO DE SERIE	A-6616	A-6913
TSN (HRS)	1.722	1.722
RETIRO (HRS)	2.500	2.500

1.6.4. **Documentación a bordo**

CERTIFICADO DE MATRÍCULA	No encontrado
CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD	No encontrado
MANUAL DE VUELO	No encontrado
BITÁCORA DE VUELO	No encontrada

Ver anexo "B", Informe Técnico.

1.6.5. **Historial de mantenimiento**

El equipo investigador revisó la documentación técnica de la aeronave, la que estaba sin observaciones.

1.6.6. **Inspecciones y Peritajes**

1.6.6.1. Se verificó la zona aledaña al punto de aterrizaje de la aeronave, sin observar marcas de arrastre en el terreno.

- 1.6.6.2. Se verificó el rotor de cola y los estabilizadores horizontales, los cuales no presentaban indicios de impactos o daños producto del fuego.
- 1.6.6.3. Las palas del rotor principal presentaban daños en su primer tercio, a raíz del fuego.
- 1.6.6.4. Tanto el fuselaje central, como los equipos de navegación e instrumentos, resultaron destruidos, a raíz de la alta temperatura emanada de la acción de fuego.
- 1.6.6.5. Los circuitos y cables eléctricos, principalmente los ubicados en la zona del motor, estaban quemados y el material protector (revestimiento) estaba derretido y (o) quemado.
- 1.6.6.6. Se verificaron visualmente los álabes del compresor, las ruedas de la turbina, el conjunto de las aletas del difusor y la toma de aire, las cuales no presentaban deformaciones ni fracturas producto de la alta temperatura externa que las afectó.
- 1.6.6.7. En relación a los estanques de combustible, no fue posible determinar la existencia de filtraciones ni roturas, debido al nivel de destrucción de éstos.
- 1.6.6.8. Las cañerías y mangueras del sistema de combustible estaban dañadas y deterioradas por la acción del fuego, sin embargo se verificó que los fitting se mantenían afianzados en sus puntos de unión.
- 1.6.6.9. Se verificó la manguera de salida de presión de combustible, que va conectada entre la unidad de control de combustible (FCU¹) y el actuador de las aletas guías de aire al compresor (VIGV²), la cual presentaba una fractura a la salida de la conexión, no atribuible al accidente y que tendría las características de haberse producido producto de un deterioro paulatino, tal como se detalla en el informe técnico incorporado en el anexo "B" del presente informe.
- 1.6.6.10. A raíz de lo anterior, se realizó una inspección a los componentes del motor de la aeronave, sin encontrar registros acerca de la fecha de instalación de la

¹ FCU: Fuel Control Unit.

² VIGV: Variable Inlet Guide Vane assembly.

manguera de presión de combustible en cuestión, en el historial de mantenimiento de la aeronave.

- 1.6.6.11. Del mismo modo, en el manual de mantenimiento de la aeronave, no se consigna tiempo de vida límite del referido componente, existiendo sólo su verificación por condición.

1.7. **INFORMACIÓN METEOROLÓGICA**

No aplicable.

1.8. **COMUNICACIONES**

No hubo comunicaciones con Servicios de Control de Tránsito Aéreo.

1.9. **INFORMACIÓN DEL LUGAR DEL ACCIDENTE**

Nombre del lugar : Fundo Perasco.
Ubicación : LAT. 37° 59' 39,74" S LONG. 72° 24' 35,25" O
Elevación : 173 m.
Tipo de superficie : Tierra.
Administrador : Privado.

1.10. **INCENDIO**

La aeronave resultó destruida en gran parte por la acción del fuego originado en el motor de la aeronave en vuelo, que se propagó al resto de la estructura después de aterrizar. Concurrieron hasta el lugar del suceso, voluntarios de la Segunda Compañía de Bomberos de Collipulli, quienes controlaron que el fuego no se extendiera a los pastizales que se encontraban alrededor del lugar.

1.11. **SUPERVIVENCIA**

El piloto abandonó la aeronave por sus propios medios, resultando ileso.

1.12. **RELATOS**

1.12.1. **Del piloto al mando**

"...después de una hora y media aproximadamente, me retiré del sector del incendio con la finalidad de cargar combustible. Para lo anterior aterricé en la base, corté el motor y esperé el respectivo carguío. Después de aproximadamente 20 minutos nuevamente despegué hacia el mismo lugar, una vez en el incendio efectué un primer lanzamiento con el bambi-bucket con agua, el cual resultó sin problemas, posteriormente saqué nuevamente agua y procedí a efectuar un segundo lanzamiento. Al terminar el mismo, efectué un viraje de salida hacia la derecha y sentí un fuerte ruido en el motor, por lo que verifiqué los instrumentos, encontrándose todos en rango normal de funcionamiento, fue en ese instante que recibí vía radial la comunicación de los brigadistas forestales y otro piloto de helicóptero que se encontraban en el lugar, en el cual me señalaban que a mi aeronave le salía humo desde el compartimiento del motor, motivo por el cual elegí un lugar de aterrizaje seguro, procediendo en la etapa final de la aproximación a soltar el dispositivo para combatir incendios, llamado bambi-bucket, instante que verifiqué los instrumentos percatándome que el indicador de temperatura del motor marcaba full arriba, sin mantener ninguna luz de advertencia encendida en el panel. Posteriormente aterricé en forma controlada y procedí a efectuar un corte rápido de motor, una vez terminado bajé rápidamente y me alejé del lugar, constatando que la aeronave se llenó de humo para posteriormente consumirse por las llamas, llegando posteriormente un carro de bomberos que apagó los restos de la aeronave".

El relato del piloto se encuentra incluido en el expediente.

1.12.2. **Del mecánico a cargo del despacho de la aeronave**

*"El día 22 de enero del 2009, se procedió a efectuar la inspección de pre-vuelo diario, conforme a la cartilla de inspección otorgada por la Empresa
, completándose la totalidad de los ítems descritos
en dicha cartilla. Se rellena estanque de aceite del motor, con aproximadamente*

100 cc, quedando a su nivel normal de operación y con su tapa asegurada. Se reabastece el estanque de combustible con 250 litros de combustible Jet A-1, para dejarlo con 1.200 libras indicadas por instrumento, con su tapa de llenado de combustible asegurada. Se estampa la nota en bitácora de pre-vuelo efectuado sin observaciones y firmada, finiquitando las acciones sin observaciones.”

“Aproximadamente a las 15:30 horas, regresa la aeronave para reabastecer combustible, cortando motor, se reabastece con 450 litros, colocando la tapa de llenado de combustible correspondiente, quedando asegurada. Luego, se realiza una inspección de entre vuelo visual a la aeronave, de modo de verificar su condición general de ésta, por filtraciones u otros daños visibles, encontrándose sin observaciones. Luego de aproximadamente 15 minutos se procede al despacho de la aeronave, para continuar con su operación y mientras se efectuaba la puesta en marcha, se ejecutó inspecciones visuales a ambos costados del helicóptero, encontrándose sin observaciones y se procede a indicarlo al piloto para su despegue.”

El relato del mecánico se encuentra incluido en el expediente.

2. ANÁLISIS

- 2.1.1. En virtud a los antecedentes recabados en la presente investigación, se puede señalar que:
- 2.1.2. Al verificar la licencia y habilitaciones del piloto, no se detectaron observaciones que imposibilitaran la ejecución del vuelo en que ocurrió el suceso investigado.
- 2.1.2.1. Respecto al historial de mantenimiento de la aeronave, se constató que no existen registros de las fechas de instalación de las mangueras que conectan la FCU con el actuador de las aletas VIGV. A su vez, el manual de mantenimiento del helicóptero no contempla vida límite de las mangueras del motor, considerando sólo su inspección por condición. Lo anterior dificultaría la detección oportuna de fallas incipientes.

- 2.1.2.2. En relación al día del suceso, tanto en los pre-vuelos efectuados por el mecánico a cargo del mantenimiento de la aeronave, como en las operaciones previas al accidente, no se detectaron discrepancias que hubiesen impedido realizar el vuelo en cuestión o que hubiesen advertido de algún funcionamiento anormal en el helicóptero.
- 2.1.2.3. Debido a que en las inspecciones realizadas en el lugar del suceso, se encontró una fractura en la manguera de salida de presión de combustible de la unidad de control de combustible (FCU) no asociada al accidente, se evaluó el impacto de este daño para la operación, estimándose dos situaciones:
- 2.1.2.4. La primera, es que producto de la fractura se hubiese generado un envío menor de presión de combustible al actuador, lo cual habría ocasionado que el conjunto de las aletas VIGV, que permiten una menor o mayor entrada de aire al compresor, según el régimen de potencia, adoptara una posición probablemente más abierta de lo requerido. Esto habría ocasionado un ingreso mayor de aire al compresor, haciendo reaccionar la válvula Bleed hacia una posición total abierta, como una forma de drenar en forma automática el aire en exceso.
- 2.1.2.5. La segunda condición, pudo ser que las aletas VIGV pudieran haber quedado ciclando continuamente, desde una posición abierta a cerrada y viceversa.
- 2.1.2.6. Cualquiera de las dos condiciones anteriores habría provocado un movimiento brusco de la válvula Bleed y, por ende, un drenaje de aire en exceso, lo cual sería percibido desde el interior de la cabina como un fuerte ruido emanado del motor, coincidente con el ruido que relató haber escuchado el piloto durante la operación en que ocurrió el accidente.
- 2.1.2.7. Asimismo y como consecuencia de la fractura de la manguera en cuestión, se habría originado una filtración de combustible, el que al tomar contacto con cualquiera de los componentes con alta temperatura del motor, habría generado la combustión, provocando en primera instancia la emanación de humo y posteriormente el fuego, lo cual es coincidente con lo observado por los

brigadistas en tierra y con lo percibido por el piloto Sr. al bajar de la aeronave.

- 2.1.2.8. Del mismo modo, la exigencia de potencia requerida para efectuar el aterrizaje al accionar el control del colectivo del helicóptero habría ocasionado un aumento del flujo de combustible, generando un aumento del fuego en el interior del motor, con una consecuente alza de temperatura concordante con el aumento en la indicación en el medidor de temperatura de salida de los gases del motor (TOT) observado por el piloto.
- 2.1.2.9. Como consecuencia de lo anterior y sumado a que el motor y sus accesorios están sometidos a un trabajo exigente (combate de incendio) y que además, deben soportar cambios bruscos de temperatura, vibraciones, agentes atmosféricos y químicos. Esto podría haber contribuido al deterioro paulatino en la estructura del material de la manguera.

3. CONCLUSIONES

- 3.1. El piloto y la aeronave mantenían vigente la documentación necesaria para la ejecución de la operación en que ocurrió el accidente.
- 3.2. El programa de mantenimiento de la aeronave se cumplía de acuerdo con la normativa vigente.
- 3.3. En los pre-vuelos realizados a la aeronave el día del suceso, y en las operaciones previas al accidente, no se detectaron discrepancias que impidieran la operación aérea.
- 3.4. La manguera de presión de combustible que conecta la Unidad de Control de Combustible (FCU) con el actuador de las aletas VIGV, presentaba una fractura no atribuible al accidente, probablemente a raíz de un deterioro en el tiempo.
- 3.5. La fractura de la manguera habría ocasionado una filtración de combustible al interior del compartimiento del motor, lo que habría originado el incendio en vuelo.
- 3.6. El manual de mantenimiento no contempla vida límite a las mangueras del motor, sino únicamente su inspección por condición.

- 3.7. La acción del incendio en el motor generó la destrucción de gran parte de la estructura de la aeronave.

4. **CAUSA MÁS PROBABLE DEL ACCIDENTE**

Probable filtración de combustible durante el vuelo, producto de la fractura de la manguera de presión del combustible, que al tener contacto con las partes calientes del motor, habría provocado el fuego en vuelo, que continuó después de aterrizar la aeronave.

5. **FACTORES CONTRIBUYENTES**

- 5.1. Deterioro paulatino de la manguera de presión de combustible.
5.2. Verificación sólo por condición de las mangueras del motor de la aeronave.

6. **RECOMENDACIONES**

- 6.1. Estudiar la factibilidad de incorporar periodicidad de reemplazo para las mangueras del motor, en el Plan de mantenimiento de la aeronave.
6.2. Difundir el suceso investigado a través de la página web y otros medios institucionales, como asimismo, incluirlo en charlas y talleres orientados a los Centros de Mantenimiento Aeronáutico de Helicópteros y a los pilotos que realizan trabajos aéreos en este material.



CARLOS RÍQUELME SANDOVAL
INVESTIGADOR TÉCNICO



OSCAR RIVAS OPAZO
INVESTIGADOR ENCARGADO

ANEXOS

Anexo "A" Fotografías.
Anexo "B" Informe Técnico.

DISTRIBUCIÓN

EJ. N° 1.- DGAC., DPA, Expediente.