

ADVERTENCIA

El presente Informe es un documento técnico que refleja la opinión de la JUNTA DE INVESTIGACIONES DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL con relación a las circunstancias en que se produjo el accidente, objeto de la investigación con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al CONVENIO SOBRE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL (Chicago /44) Ratificado por Ley 13.891 y en el Artículo 185 del CÓDIGO AERONÁUTICO (Ley 17.285), esta investigación tiene un carácter estrictamente técnico, no generando las conclusiones, presunción de culpas o responsabilidades administrativas, civiles o penales sobre los hechos investigados.

La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba de tipo judicial, sino con el objetivo fundamental de prevenir futuros accidentes.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier otra de índole administrativa o judicial que, en relación con el accidente pudiera ser incoada con arreglo a leyes vigentes.

INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: Zona del Chocón, provincia de Río Negro, República Argentina.

FECHA: 06 ENE 09

HORA: 18:00 UTC

AERONAVE: Helicóptero

MARCA: Eurocopter

MODELO: AS 350 B3

MATRICULA: CC-CGE

PILOTO: Licencia PCH DGAC Chile

PROPIETARIO: Empresa de Trabajo Aéreo

Nota: Las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC), que para el lugar del accidente corresponde a la hora huso horario -3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El piloto con tres acompañantes, despegaron a las 06:30 hs, desde el aeródromo (AD) Ing. Jacobacci (SAVJ), con la aeronave matrícula CC-CGE, dirigiéndose hacia un lugar para cargar combustible, para luego continuar con la tarea de filmación aérea, de una competencia automovilística (Rally "Dakar" Argentina - Chile).

1.1.2 Luego de realizar el seguimiento de uno de los vehículos de la competición, mientras se retornaba a un punto anterior para poder filmar a otro grupo de competidores, el piloto de la aeronave recibió el requerimiento de sobrevolar sobre un vehículo detenido en una duna.

1.1.3 Al iniciar la maniobra a una altura aproximada de 70 pies, con referencias visuales y viento de frente comenzó un viraje a la derecha. En la mitad del viraje y empezando a estar con viento de cola, el helicóptero descendió rápidamente impactando contra el terreno de forma violenta.

1.1.4 El accidente ocurrió de día y con buenas condiciones de visibilidad, con ocasional presencia de polvo en suspensión.

## 1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Acompañante	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	1	3	

## 1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula: Rotura de dos parabrisas delanteros inferiores (lado izquierdo y derecho), rotura de la cabina de vuelo, sin afectar el habitáculo de la misma. Carenados y recubrimientos del sector exterior delantero de la cabina con daños de importancia.

1.3.2 El sector de célula que sirve de alojamiento a la base del mástil y caja de transmisión se encontró destruido. Transmisión al rotor de cola, destruida. Tanque de combustible, roto en la parte superior.

1.3.3 Conjunto del botalón de cola, con daños leves (impacto sobre estabilizador horizontal lado derecho) y rotor de cola sin daños.

1.3.4 Tren de aterrizaje, tipo esquí, con daños leves por deformaciones y fractura de dos extremos de su estructura tubular.

1.3.5 Rotor principal y conjunto de mástil y cubo del rotor principal, destruido.

1.3.6 Motor: Desgaste por erosión severa de los bordes de ataque de los álabes de la etapa de compresor axial; por lo que el módulo "Axial compressor module (P/Nº 70BM022010 - S/Nº 2045)", se consideró con daños de importancia. Módulo generador de gases "Gas generator module (P/Nº 70BM032020 - S/Nº 2065)", con desgaste interno severo. Desprendimiento total de la etapa de turbina libre "Free turbine assy module (P/Nº 70BM041720 - S/Nº 2088)", con daño parcialmente contenido.

1.3.7 Daños en general: Aeronave Destruida.

#### 1.4 Otros daños

No hubo.

#### 1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto de 37 años de edad, era titular de la licencia de Piloto Comercial de Helicóptero, emitido por la Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC) de la República de Chile, el 26 MAY 99; con habilitaciones para Monorotor - AS 32 - AS 350 // 350 B 3 - Bell 206 / 206 L - H 500 - LAMA – PUMA. Observaciones: Radiotelefonía.

1.5.2 El Certificado de Aptitud Psicofisiológica, Clase 1, se encontraba en vigencia, con vencimiento en NOV 09.

1.5.3 El piloto no tenía su documentación de vuelo a bordo de la aeronave.

1.5.4 De acuerdo con los datos recibidos de la DGAC de Chile, la actividad de vuelo del piloto en horas era la siguiente:

Total:	3102.0
Último semestre:	179.0
Último año:	425.0
En el tipo de aeronave:	550.0
El día del accidente:	4.0

#### 1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 General.

1.6.1.1 Helicóptero fabricado por Eurocopter Francia, en marzo de 2007, modelo AS 350 B3, serie número 4274, con Certificado Tipo EASA R008, de seis plazas. Posee un peso máximo de despegue de 2.250 kg y un peso vacío de 1.272 kg.

1.6.1.2 Su construcción es mixta, combinando aleaciones de metal y materiales compuestos a través de una estructura integrada por sectores de forma reticular y conjuntos tipo semimonocasco (estructura del botalón de cola).

1.6.1.3 Se encuentra equipada con rotores de materiales compuestos y herrajes de aleaciones de metal. El rotor principal de tres palas y el de cola de dos.

1.6.1.4 El tren de aterrizaje es tipo esquí fijo de estructura tubular metálica.

1.6.1.5 La cabina de vuelo se encuentra equipada con instrumentos analógicos y aviónica digital.

1.6.2 Generalidades de la unidad VEMD (“Vehicle and Engine Multifunction Display”)

1.6.2.1 La unidad VEMD es un sistema de aviónica digital, ubicado en el tablero de instrumentos de la cabina de vuelo de la aeronave. Consta de dos pantallas LCD (Liquid Crystal Display) de presentación de información de parámetros de motor, del

sistema eléctrico de la aeronave, del flujo de combustible, del FADEC (Full Authority Digital Engine Control), cantidad de combustible, T4, TQ y NG: cuadrante digital que indica la variación del valor de NG – se lo conoce con el nombre de “Delta NG” ( $\Delta$ NG) – e indicación numérica (debajo) del valor porcentual de NG.

Nota 1:  $\Delta$ NG es la expresión de la diferencia que existe entre la potencia (SHP) que genera el motor (al instante del sensado), comparada con la potencia máxima de despegue (SHP).

1.6.2.2 El sistema posee también un modo llamado “MAINTENANCE” (mantenimiento). En este modo se pueden consultar las fallas y excesos de límite de los parámetros surgidos durante un vuelo, obteniéndose un reporte completo del momento en donde se presentó la novedad, la falla que se registró y los parámetros sensados al instante de detectarse. Si bien el sistema posee las capacidades descritas, no debe ser considerado un registrador de datos de vuelo, dado que no cumple con las normas requeridas para esos dispositivos de registro resguardados.

### 1.6.3 Célula:

1.6.3.1 Tenía plan de mantenimiento periódico, contabilizaba al momento del accidente un Total General (TG) de 717.7 hs y 26 hs Desde Última Inspección (DUI). El Certificado de matrícula estaba registrado a nombre de Ecocopter Chile SA, inscripto el 03 JUL 07.

1.6.3.2 El Certificado de Aeronavegabilidad fue emitido por la DGAC de Chile, Estándar categoría Normal y data del 27 JUL 07, con fecha de vencimiento 26 JUL 09 y el Formulario 337 fue emitido por Ecocopter Chile SA.

1.6.3.3 Los Registros de mantenimiento indicaban que la aeronave estaba equipada y mantenida de conformidad con la reglamentación y procedimientos vigentes aprobados.

### 1.6.4 Motor

1.6.4.1 Motor tipo turbo eje fabricado por Turbomeca, modelo Arriel 2B1, número de serie 23422 (Certificado Tipo EASA E001) de 870 SHP (650 kW). La planta motriz se encuentra conformada por cinco módulos principales:

- 1) Módulo transmisión y caja de accesorios: “Accessory gearbox module”, P/Nº 70BM012010
- 2) Módulo de compresor axial: “Axial compressor module”, P/Nº 70BM022010
- 3) Módulo generador de gases: “Gas generator module”, P/Nº 70BM 32020
- 4) Módulo de turbina libre: “Free turbine assy module”, P/Nº 70BM041720
- 5) Módulo de caja reductora de turbina libre: “Free turbine reduction gear module”, P/Nº 70BM052000.

1.6.4.2 Al momento del accidente acumulaba un TG de 717.7 hs (desde nuevo). La última inspección de 50 hs se llevó a cabo a las 691.7 hs de TG, el 16 DIC 08, en instalaciones habilitadas del operador.

1.6.4.3 El motor poseía sus historiales actualizados de acuerdo con los requerimientos de la autoridad aeronáutica del Estado de matriculación.

1.6.4.4 Combustible (elegible): Jet A-1. No pudo constatarse la cantidad al momento del accidente, dado que el tanque principal se fracturó completamente al momento del impacto.

1.6.4.5 El helicóptero se encontraba equipado con un sistema electrónico digital central de gerenciamiento del funcionamiento y parámetros de motor, EECU ("Engine Electronic Control Unit") Thales, P/Nº 70BMF1020, S/Nº 4005.

1.6.4.6 También, se encontraba equipado con un dispositivo, instalado en la toma de aire del motor, denominado "Sand Filter" (IPC P/Nº 704A41650012). La función de ese sistema es retener las partículas suspendidas en la masa de aire que ingresa a la toma del motor; el dispositivo posee la capacidad de filtrar aproximadamente un 80 a 90 % de las partículas que ingesta el conjunto.

1.6.5 Peso y centrado de la aeronave

1.6.5.1 El cálculo de los pesos al momento del accidente eran los siguientes:

Vacío:	1272 kg
Tripulación (un piloto):	80 kg
Acompañante (camarógrafo):	80 kg
Otros acompañantes (2)	150 kg
Equipos filmación / carga:	130 kg
Combustible aproximado:	388 kg
Total aprox. al momento del accidente:	2100 kg
Máximo de Despegue (PMD):	2250 kg
Diferencia:	150 kg en menos respecto al PMD (MTOW).

1.6.5.2 Al momento del accidente la aeronave se encontraba volando por debajo de los pesos máximos certificados, sin que su centro de gravedad se desplazara fuera de la envolvente certificada, según el Manual de Vuelo.

## 1.7 Información meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional, con datos inferidos obtenidos de los registros horarios de la estación meteorológica del aeródromo Neuquén, interpolados al lugar del accidente y analizado también el mapa sinóptico de superficie de 18:00 UTC. era: Viento: 230º/10 kt, visibilidad: 10 km, fenómenos significativos: ninguno, nubosidad: 1/8 SC 1500 m, temperatura: 25.3º C, temperatura de punto de rocío: 2.0º C, presión a nivel medio del mar: 1009,0 hPa y humedad relativa: 22 %.

## 1.8 Ayudas a la navegación

No se utilizaron.

## 1.9 Comunicaciones

No aplicable.

## 1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió en una zona árida, semi desértica, con suelo arenoso y de tierra no compactada de escaso valor sustento; ubicado en proximidades de la localidad de Villa El Chocón en la provincia de Río Negro, República Argentina, cuyas coordenadas eran: S 39° 18' y W 068° 40', con una elevación de 270 m, sobre el nivel medio del mar.

1.10.2 La aeronave hizo contacto contra el terreno en un sector de una pequeña meseta.

## 1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

## 1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 El helicóptero impactó contra el terreno de manera nivelada, pero durante el mismo, el subsiguiente balanceo en el eje longitudinal hizo golpear las palas del rotor principal, produciéndose la destrucción de las mismas.

1.12.2 La aeronave detuvo su trayectoria en el mismo lugar que hizo contacto contra el terreno, con un rumbo aproximado NE. Colaboró a la detención o frenado las características del terreno, que amortiguaron parte del golpe, impidiendo que la aeronave volcara, luego que las palas golpearan el suelo.

1.12.3 No hubo dispersión de restos.

1.12.4 Los restos de la aeronave pudieron ser completamente recuperados para su traslado a las instalaciones del operador, con el objetivo de proseguir con la investigación.

## 1.13 Información médica y patológica

No se encontraron antecedentes médico / patológicos del piloto, que pudieran tener relación con el accidente.

## 1.14 Incendio

No hubo. No obstante, pudo detectarse (a través de videos de aficionados) una llama proveniente del escape de gases del motor, instantes posteriores a que el helicóptero hiciera contacto contra el terreno, extinguiéndose inmediatamente.

## 1.15 Supervivencia

Los cinturones de seguridad estaban en su correspondiente anclaje, en buen estado de conservación, y actuaron adecuadamente, preservando al piloto y acompañantes de sufrir lesiones.

## 1.16 Ensayos e investigaciones

### 1.16.1 Investigación de campo.

1.16.1.1 En el lugar del accidente se procedió inicialmente, a constatar los daños generales que sufrió el helicóptero, que ya fueron descriptos.

1.16.1.2 Con la aeronave energizada, a través de su batería, se verificó el sistema EFIS de abordaje, conformado por una unidad tipo VEMD ("Vehicle and Engine Multifunction Display") Thales, P/Nº B190030MD04, S/Nº 4712; donde pudo comprobarse el registro de once (11) mensajes de falla reportados y almacenados en ese dispositivo.

1.16.1.3 Luego de obtenida la información, se procedió a desenergizar los sistemas y a la desconexión, desinstalación y preservación de la unidad de control electrónico de parámetros y estado del motor - EECU ("Electronic Engine Control Unit") - P/Nº 70BMF01020, S/Nº 4005, con apoyo técnico de personal del operador y bajo supervisión del Investigador Técnico de la JIAAC.

1.16.1.4 Luego de comprobados los daños generales, y evaluados los sistemas electrónicos se procedió al desarme de los conjuntos principales del helicóptero, con la intención de realizar un traslado por tierra a las instalaciones y facilidades de mantenimiento del operador, para proseguir con la investigación. Por ello se separó el botalón de cola, el mástil y estructura principal del rotor principal, las palas del rotor principal, el motor y la célula del helicóptero; preservándose para su traslado a la base del operador en la República de Chile.

1.16.2 Investigación en facilidades del operador - Célula y sistemas principales de la aeronave.

1.16.2.1 De acuerdo con lo normado por el Anexo 13 de la OACI, la República de Francia (como Estado de Fabricación y Diseño) designó un Representante Acreditado con dos Asesores pertenecientes al fabricante de la aeronave y al fabricante del motor; quienes viajaron al Aeródromo Tobalaba, en Santiago, República de Chile, lugar donde se encuentran las instalaciones del operador, para participar en la investigación, junto con un representante de la DGAC de Chile y un Investigador Técnico de la JIAAC.

1.16.2.2 En las instalaciones del operador se llevó a cabo una inspección general de los restos. Se verificaron los daños producidos por la violencia del impacto en la célula y sistemas principales de la aeronave, pudiéndose discriminar los más significativos como:

- 1) Se encontró la zona estructural de alojamiento y anclaje del mástil con grandes deformaciones plásticas y desprendimiento de los lóbulos de fijación del conjunto del mástil.

- 2) Conjunto de esquís, deformaciones y fractura de los extremos de la estructura tubular, tanto lado izquierdo, como lado derecho.
- 3) Fractura y desprendimiento del eje de transmisión al rotor de cola, a la salida de la caja de accesorios del motor.
- 4) Daños en el botalón de cola con aspecto de desgarro, producto del impacto. Estabilizador trasero, lado derecho, destruido por impacto.
- 5) Tanque de combustible: destruido, por impacto, con derrame de la totalidad del combustible remanente en su interior.
- 6) Rotor principal: las tres palas resultaron destruidas por impacto contra el terreno. El cubo de fijación, también quedó destruido, con una importante delaminación del material compuesto constitutivo del conjunto.
- 7) Rotor de cola y su caja de accesorios, sin daños aparentes.
- 8) Motor, destruido.

1.16.2.3 Se verificó el sistema de comandos de vuelo, no encontrándose novedad, más que las descritas anteriormente, a causa del impacto.

1.16.2.4 El cableado del sistema eléctrico no evidenció daños, la batería de abordó tenía carga; no se detectaron problemas o falta de continuidad en ninguno de los sistemas que alimenta.

1.16.2.5 Al energizar la aeronave, respondieron todos los sistemas requeridos, de acuerdo con su diseño y características.

1.16.2.6 El instrumental analógico no presentó novedades.

1.16.3 Investigación en facilidades del operador - Inspección de la planta de poder.

1.16.3.1 En cuanto al motor de la aeronave, ya desmontado de su alojamiento en el lugar del accidente, se pudieron observar las siguientes novedades (discriminadas por módulo):

- a) Módulo de transmisión y caja de accesorios: "Accessory gearbox module", P/Nº 70BM012010

No evidenció fallas mecánicas previas al impacto. Los acoples de transmisión conservaban su geometría y estriado de encastre, con signos de haber estado transmitiendo energía al momento en que las palas hicieron contacto con el terreno. Se verificó el estado del tapón magnético (IPC – "Magnetic head", P/Nº 32069101), observándose una cantidad escasa de restos ferromagnéticos. No se detectaron discrepancias de elegibilidad ni trazabilidad durante el análisis de la documentación técnica correspondiente.



b) Módulo de compresor axial: “Axial compressor module”, P/Nº 70BM022010

No se detectaron fallas mecánicas, previas al impacto, ni fallas incontenidas. De la inspección macroscópica, pudo detectarse un elevado nivel de desgaste erosivo sobre los bordes de ataque – incluso con importantes melladuras e indentaciones – y cara delantera (extradós); a pesar de ello, los álabes conservaban su geometría, sin deformaciones plásticas significativas. Macroscópicamente y a través de boroscopia, se detectó una gran cantidad de partículas extrañas de poca masa (“soft body FOD”), ingestadas por el conjunto. No se detectaron discrepancias de elegibilidad ni trazabilidad durante el análisis de la documentación técnica correspondiente.

c) Módulo generador de gases: “Gas generator module”, P/Nº 70BM 32020

No se detectaron fallas mecánicas, previas al impacto, ni fallas incontenidas. Se practicó boroscopia, hallándose el mismo tipo y nivel de erosión que en el módulo de compresor axial, con mayor acumulación de partículas extrañas (metálicas, arena, piedras de escaso volumen y restos de material compuesto). Las cámaras de combustión presentaban un severo nivel de desgaste interno, debido al pasaje de los cuerpos extraños provenientes de las etapas de compresor. No se detectaron discrepancias de elegibilidad ni trazabilidad durante el análisis de la documentación técnica correspondiente.

d) Módulo de turbina libre: “Free turbine assy module”, P/Nº 70BM041720

Colapso completo del módulo de turbina libre, con falla contenida. Desprendimiento de la totalidad de los álabes de la mencionada etapa, que fueron contenidos por la protección estructural (IPC – “Shielding”, P/Nº 0292917220). Se evidenciaron macroscópicamente severos signos de sobre temperatura. No se detectaron discrepancias de elegibilidad ni trazabilidad durante el análisis de la documentación técnica correspondiente.

e) Módulo de caja reductora de turbina libre: “Free turbine reduction gear module”, P/Nº 70BM052000

El módulo de transmisión reductora, se encontró desacoplado. No se evidenció la existencia de fallas mecánicas. Se verificó el estado del tapón magnético (IPC – “Magnetic head”, P/Nº 32069101), hallándose una gran cantidad de acumulación de restos metálicos sobre ese componente. No se detectaron discrepancias de elegibilidad ni trazabilidad durante el análisis de la documentación técnica correspondiente.

1.16.3.2 Se verificaron las líneas de alimentación de combustible, el sistema de lubricación (incluidos los filtros de tipo “pop-up”), sistema de sangrado, sistema eléctrico y accesorios, no encontrándose novedad en ninguno de los componentes.

1.16.3.3 De acuerdo con los daños observados en cada uno de los módulos constitutivos del motor, la condición y estado del resto de los componentes y la documentación analizada, al momento del impacto, la planta de poder se encontraba entregando potencia (de acuerdo a los requerimiento de la operación) y aeronavegable.

1.16.4 Información obtenida en el Estado de Fabricación y Diseño (Francia/BEA) Unidad VEMD.

1.16.4.1 El análisis de la Unidad VEMD (“Vehicle and Engine Multifunction Display”) Thales, P/Nº B190030MD04, S/Nº 4712 se llevó a cabo en dos etapas. La primera, en el lugar del accidente, con la aeronave energizada obteniéndose un informe del estado de las fallas sensadas durante el vuelo, a través del modo “mantenimiento” del equipo. La segunda, en el laboratorio de electrónica de la BEA – Francia.

1.16.4.2 De acuerdo con lo descrito anteriormente, pudo individualizarse en la VEMD el vuelo donde se produjo el accidente con el número 1421, el que duró 01:35 hs, según el equipo. Se registraron once (11) fallas durante ese vuelo.

1.16.4.3 Analizando los datos obtenidos, se pudo comprobar lo siguiente:

- 1) La primera falla, que produjo el cambio de modo de presentación de datos de la pantalla superior de la VEMD, apareció 1 min 17 seg. antes de producirse el accidente.
- 2) La segunda falla detectada es similar y contemporánea a la primera, teniendo la misma causa.
- 3) Las nueve fallas restantes almacenadas corresponden a los sucesos (cronológicamente detectados) que ocurrieron durante el impacto de la aeronave con el terreno. Pudiéndose detectar incrementos de temperatura, valores que exceden los límites de velocidad (rpm) normales de motor, disminución de torque, hasta incluso las condiciones en que se produjo el desacople de la transmisión.

1.16.4.4 Relacionado con la falla mencionada como “1) FLI Loss”, su causa pudo detectarse como una incoherencia de cálculo entre los registros de NG, T4 y TQ; no atribuible a los sensores físicos del motor, sino a una sensibilidad extrema en la lógica de la electrónica del equipo.

1.16.4.5 Debido a la sensibilidad de la coherencia de cálculo del VEMD, el fabricante expresó haber desarrollado un nuevo software (sistema lógico VEMD V05), que enmienda los potenciales causales de una falla lógica en el dispositivo, por lo que emitió un Boletín de Servicio Rev. 0 Nº 31.00.54 el 01 JUL 2008 y una revisión posterior SB Nº 31.00.54 Rev. 1 el 19 FEB 2009. De acuerdo al análisis de la documentación técnica de la aeronave, no se encontró aplicada esa acción técnica.

1.16.5 Información obtenida en el Estado de Fabricación y Diseño (Francia/BEA) - Ensayo de la Unidad EECU.

1.16.5.1 El helicóptero se encontraba equipado con un sistema electrónico digital central de gerenciamiento del funcionamiento y parámetros de motor, EECU (“Engine Electronic Control Unit”) Thales, P/Nº 70BMF1020, S/Nº 4005. Dicho dispositivo fue desinstalado y remitido a las instalaciones de la BEA, Francia (Estado de diseño y fabricación), a los efectos de realizar una comprobación de funcionamiento en las facilidades del fabricante.

1.16.5.2 El ensayo fue llevado a cabo en Turbomeca, quien emitió el informe

T09/CRA0312A-1. De acuerdo con lo expresado por el fabricante, la unidad no registró fallas ni discrepancias de sensado, previo al accidente. Las novedades que registró el equipo, corresponden y son concordantes (tanto cronológicamente, como con el tipo de falla registrada), con las sensadas oportunamente por la unidad VEMD, una vez que la aeronave hizo contacto contra el terreno a través de las palas del rotor principal.

1.16.5.3 La unidad continuó energizada y registrando parámetros sin presentar fallas en sí misma, hasta que el piloto desenergizó la aeronave, una vez completado el aterrizaje de emergencia. El equipo era elegible para la aeronave y no presentó discrepancias de trazabilidad.

1.16.5.4 Si bien se obtuvieron datos y parámetros registrados por las unidades VEMD y EECU útiles en la investigación, esos equipos no pueden ser considerados registradores de vuelo; esas unidades no cumplen con los requerimientos de protección de la información, tiempos de almacenamiento, etc.; debido a que su funcionalidad a bordo está destinada al gerenciamiento de los sistemas propulsivos y de la aeronave, con propósitos de mantenimiento.

1.16.6 Información obtenida en el Estado de Fabricación y Diseño (Francia/BEA) - Sistema separador de partículas.

La activación de este dispositivo es opcional y controlable desde la cabina de vuelo, por parte del piloto. La aspiración y eyección de partículas se lleva a cabo a través de aire a presión, proveniente del sistema de sangrado del módulo de compresor del motor; por lo que la activación del mismo en vuelo, acarrea una mínima disminución en el rendimiento del motor. De acuerdo a lo expresado en el Manual de Vuelo (Suplemento 9, Capítulo 14 "Sand Filter") el motor pierde entre un 5 a 10% de su eficiencia con el "Sand Filter" activado.

1.16.7 Declaraciones del piloto.

1.16.7.1 De acuerdo a lo manifestado por escrito por parte del piloto al mando, al llegar a la zona donde ocurrió el accidente, comenzó un viraje a la derecha para filmar un vehículo "Jeep" atascado, con una inclinación de 10° - 15°, una velocidad de 30 kt, y una altura de 30 metros. En la mitad del viraje sintió que el helicóptero se "desplomó", siendo que en ese momento se encontraba mirando el "Jeep" atascado. De inmediato leyó en la VEMD la información: "NG 0%" y "FAILED DETECTED"; modo "tres parámetros". Antes de tocar tierra, encontrándose con viento de cola, realizó un "flare" para amortiguar la caída. (Se pudieron observar filmaciones de aficionados que confirman la trayectoria manifestada por el piloto).

1.16.7.2 Asimismo, expresó que se encontraba operando con el sistema separador de partículas de la admisión del motor – "Sand Filter" – desconectado.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave era propiedad de una empresa privada, la que se encontraba habilitada para tareas de trabajo aéreo con helicópteros en la República Argentina.

## 1.18 Información adicional

### 1.18.1 Factores relacionados con la operación

1.18.1.1 Durante la entrevista al piloto en las facilidades del operador y consultado acerca de las condiciones en que se realizaban las operaciones de seguimiento del Rally, el tripulante expresó que la tarea se realizó “acompañando” la competición. Las aeronaves se basaban temporariamente en los lugares de detención de la carrera, lugar mismo en que se realizaban las tareas básicas de mantenimiento preventivo pre vuelo y descanso de tripulaciones y personal técnico.

1.18.1.2 Preguntado acerca de las condiciones de descanso, informó que dormían en carpas al igual que los competidores del Rally. Respecto al día anterior del suceso expresó haber descansado aproximadamente 5 horas, en las condiciones antes mencionadas.

1.18.1.3 Dadas las características propias del sistema de filmación instalado en el helicóptero, el piloto debe tener precaución al momento de realizar los virajes. Los giros muy inclinados (escarpados), generan que la cámara reinicie su posición, perdiendo el objetivo que está filmando.

1.18.1.4 Con respecto al seguimiento de los vehículos de la competencia, informó que disponía de sistemas de navegación satelital a bordo, mientras un operador de cámara lo guiaba sobre qué competidor o zona deseaba filmar. El camarógrafo recibía indicaciones desde una central remota, a donde eran enviadas las imágenes en directo, y el mismo las transmitía guiando constantemente en forma oral al piloto.

### 1.19 Técnicas de investigaciones útiles o eficaces

Se obtuvo una copia de un video aficionado, testigo del suceso, para su análisis (análisis del espectro sonoro del motor), por parte de la BEA; pero no se pudo obtener ningún resultado debido a la baja calidad del material aportado.

## 2 ANÁLISIS

### 2.1 Aspectos operativos

2.1.1 Por las condiciones en que se desarrolló la operación y visto lo expresado por el piloto al mando de la aeronave, podría inferirse que el vuelo se realizó probablemente en condiciones de estrés. Por un lado, porque el descanso de la tripulación fue relativamente escaso y en condiciones no óptimas; y por otro, debido a las características del tipo de tarea, de seguimiento a baja altura de un evento deportivo de alta velocidad y del terreno, con relieve irregular.

2.1.2 Durante este tipo de vuelo, la atención del piloto se encontraba dividida en múltiples factores ya que a la operación misma de la aeronave, se agregaban, las necesidades propias que los requisitos de filmación aérea requieren. En especial, el piloto debe tratar de posicionar la aeronave en una condición ventajosa para cumplir con la tarea.

2.1.3 Al momento del accidente existieron varias condiciones particulares que aumentaron la potencia necesaria para el vuelo del helicóptero: temperatura exterior de 25,3° C (valor por encima de la Atmósfera Estándar Internacional -ISA- a nivel medio del mar -SL-); presión atmosférica de 1009,0 hPa (por debajo de la ISA - SL); viento de cola de 10 kt; un margen de 7 % por debajo del Peso Máximo de Despegue; ejecución de un viraje; y baja velocidad indicada (IAS).

2.1.4 A su vez, se deben tener en cuenta las condiciones que agravaron la situación: encontrarse cerca del terreno (a baja altura); la necesidad de mantenerse dentro de una referencia terrestre; la necesidad de derrapar la aeronave para no superar la inclinación límite de la antena de transmisión de imágenes a tierra; y un entorno en la cabina de comunicación permanente con el operador de cámara.

2.1.5 Al llegar al lugar con viento “de frente”, la velocidad terrestre de la aeronave era de unos 20 kt (30 kt IAS menos 10 kt del viento). Pero al finalizar el viraje, si no se hubiera corregido la componente de viento “de cola”, el helicóptero hubiera quedado con una velocidad relativa de 40 kt (30 kt IAS más 10 kt del viento), que imposibilitaría realizar la filmación de manera adecuada.

2.1.6 Entonces, para disminuir la velocidad respecto del terreno, se deduce que el piloto debió disminuir inadvertidamente la velocidad indicada del helicóptero. En estos valores de velocidad, es muy pequeño el cambio de actitud de la aeronave como para que sea detectada por un piloto que está mirando hacia una referencia terrestre ubicada en el lado opuesto al tablero de instrumentos, siendo elevado el incremento de la potencia que necesita el helicóptero para mantener la altitud.

2.1.7 Por todo esto, resultan acordes con el suceso las declaraciones del piloto accidentado. Mientras éste se encontraba realizando un viraje por derecha, de una condición de viento “de frente” hacia la de “viento de cola”, en la necesidad de mantener el objeto de la filmación en posición apropiada, se deduce que inadvertidamente debió reducir la velocidad de la aeronave para compensar los 10 kt de componente de cola, con aplicación del comando cíclico hacia atrás.

2.1.8 La mayoría de los helicópteros obtienen los valores de “mínima potencia necesaria” con IAS de entre 50 kt y 70 kt, dependiendo del modelo. La curva que lo determina muestra que por encima o por debajo de esa velocidad la potencia requerida es mayor. En el caso de velocidades por debajo de aquella de “mínima potencia necesaria para el vuelo”, el valor de la “potencia necesaria” aumenta marcadamente cuando la IAS se acerca a “cero”.

2.1.9 Además, debido al viraje, también se habría requerido compensar la pérdida de componente vertical de sustentación. Seguidamente, debió incrementar el comando de paso colectivo del rotor para sobrellevar la mayor “potencia necesaria” que la maniobra requería, hasta que llegó –según declara haber visualizado el piloto– al máximo de potencia disponible entregada por el motor (NG: 0%). Esta declaración repetidamente hecha por el piloto no coincide con lo registrado por el sistema VEMD que mostró un valor de 92%.

2.1.10 Las dos indicaciones de NG planteadas en el párrafo anterior, si bien distintas, demuestran un relativamente alto requerimiento de potencia; que no fue suficiente para frenar la inercia de la aeronave en su descenso hasta golpear contra el

terreno.

2.1.11 Numerosas referencias documentadas alertan de los riesgos de los virajes con viento de cola. Cuando vuelan en altura, los pilotos no experimentan problemas para realizar virajes, sea cual fuere la intensidad del desplazamiento de la masa de aire (viento), donde se encuentra la aeronave.

2.1.12 Sin embargo, a una relativa baja altura y velocidad, las referencias terrestres del viraje inducen a los pilotos a apreciar distinto el movimiento relativo de su aeronave. De hecho, los pilotos deben desviar más su atención hacia el entorno exterior de la aeronave que a los instrumentos de vuelo, en orden de prevenir colisión contra el terreno o los obstáculos que de él se elevan.

2.1.13 Es destacable que aún en esta situación de alto estrés, el piloto pudo reaccionar con la rapidez que los acontecimientos requerían, logrando mantener la aeronave nivelada para que el choque contra el suelo fuera de la manera más adecuada, absorbiendo el impacto los esquíes del tren de aterrizaje simultáneamente y, luego, la estructura inferior del fuselaje. Realizando, además, un “flare” (restablecida) previo al contacto con el terreno lo que redujo la velocidad de desplazamiento horizontal al mínimo. Esta acción del piloto, fruto de su experiencia, se aprecia que permitió que todas las personas a bordo del helicóptero no tuvieran ninguna lesión.

## 2.2 Aspectos técnicos

### 2.2.1 Novedades técnicas halladas

2.2.1.1 Las únicas fallas detectadas durante toda la investigación, fueron las que presentó la VEMD, instantes antes de producirse el accidente; al detectar el sistema anomalías en el sensado de parámetros (debido a una discrepancia de software), automáticamente cambió la presentación de datos del modo FLI al modo ENGINE.

2.2.1.2 El piloto, declaró que no percibió anomalía técnica alguna durante toda la operación, cuando el sistema produjo el cambio de presentación de datos observando el valor de “NG en cero”.

2.2.1.3 De acuerdo con el análisis de fallas detectadas por el equipo y los indicios obtenidos, ni la aeronave, ni el motor experimentaron fallas técnicas previas al impacto contra el terreno.

### 2.2.2 Cadena de eventos / cronología de sucesos

2.2.2.1 La primera falla de la VEMD fue detectada 1 minuto 17 segundos antes de la detención total y desenergizado del sistema.

2.2.2.2 Con la información obtenida del análisis de aquel sistema, al momento de presentarse la falla de software y durante toda la maniobra, el motor entregó potencia normalmente.

2.2.2.3 La segunda falla de software se produjo inmediatamente después, durante el descenso previo al accidente, con todos los sistemas de abordaje y planta de poder

funcionando correctamente.

2.2.2.4 Al momento que la aeronave impacta violentamente contra el terreno las palas del rotor principal golpean contra el suelo. En ese momento, el sistema VEMD comenzó a detectar una serie de novedades, vinculadas a la sucesión de fallas que se produjeron en la planta de poder, producto de la detención brusca.

2.2.2.5 Se desacopló la transmisión, que acarreó la sobre velocidad (rpm) del motor, generándose el colapso completo de la etapa de turbina libre (componente que actúa como “fusible” en caso de fallas graves, como la presente), con el desprendimiento de sus álabes que fueron contenidos por el refuerzo circunferencial de la estructura del motor.

2.2.2.6 Como se ha visto en párrafos anteriores, en todo momento el sistema propulsivo de la aeronave funcionó correctamente, por lo que puede afirmarse que la gran acumulación de partículas extrañas, halladas en las etapas de compresor, combustión y turbina, se produjo en el lapso de tiempo entre que las palas del rotor principal hicieron contacto con el terreno (levantando tierra, arena, pedregullo y destruyéndose) y el instante cuando el motor fue detenido.

2.2.2.7 Debido a la violencia e inercia del impacto, la estructura de la célula y sus carenados, resultaron con daños de importancia; por lo que numerosos fragmentos de los carenados fueron ingestados por el motor. Los daños observados en los bordes de ataque de los álabes coinciden con el tipo, volumen y masa aproximada de los fragmentos ingresados al motor.

2.2.2.8 Durante el corto período, entre que el rotor principal impactó el terreno y el motor fue detenido, se detectaron las nueve (9) fallas restantes registradas en la VEMD; por lo que puede afirmarse que no tuvieron ninguna influencia durante la operación de la aeronave.

2.2.2.9 Cabe señalar que, por más que el sistema VEMD haya experimentado dos fallas de software, en ningún momento el equipo se encontró fuera de servicio, ni mostró valores erróneos de los parámetros.

2.2.2.10 Los registros de la unidad EECU son concordantes con aquellos de la VEMD, en cuanto a las fallas sensadas en el lapso de tiempo que transcurrió desde que las palas del rotor principal y los esquies hicieron contacto con el terreno, hasta que se desenergizó por completo la aeronave.

2.2.2.11 La EECU no registró las inconsistencias de software que experimentó la VEMD en instantes previos al accidente, ni los cambios de presentación de datos.

### 3 CONCLUSIONES

#### 3.1 Hechos definidos

3.1.1 La aeronave y el piloto se encontraban habilitados para realizar el vuelo.

3.1.2 Se realizó un viraje con viento de cola, a muy baja velocidad y a baja altura.

- 3.1.3 El viento influyó negativamente en la realización de la maniobra.
- 3.1.4 Tanto la aeronave, como su motor se encontraban aeronavegables al momento del accidente.
- 3.1.5 No se había aplicado el Boletín de Servicio Eurocopter N° 31.00.54 Rev. 0, dado a difusión el 01 JUL 08.
- 3.1.6 La VEMD no indicó que el motor estuviese detenido o entregando menos potencia que la requerida.
- 3.1.7 La EECU no registró fallas técnicas previas al accidente, ni evidencias que el motor estuviese entregando menos potencia que la requerida para la operación.
- 3.1.8 Los daños hallados en la célula de la aeronave, indicaron que el rotor hizo contacto contra el terreno girando, entregando potencia.
- 3.1.9 Los daños observados en el motor son indicio inequívoco que el mismo se encontraba entregando potencia al momento del accidente.
- 3.1.10 El peso y balanceo de la aeronave se encontraba dentro de los límites permitidos en el Manual de Vuelo de la aeronave.

### 3.2 Causa

Durante un vuelo de trabajo aéreo, de filmación a baja altura con alta exigencia operativa y condiciones de elevados requerimientos de potencia, descenso brusco de la aeronave con impacto contra el terreno; como consecuencia de una percepción errónea de la velocidad resultante, por influencia del viento de cola.

#### Factores contribuyentes

- 1) La necesidad de posicionar la aeronave de acuerdo con las características propias de la filmación aérea y del terreno irregular.
- 2) Condiciones meteorológicas que aumentaban la potencia necesaria para el vuelo.
- 3) Escaso tiempo de descanso del piloto, que probablemente influyó negativamente en su desempeño.

## 3 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

### 4.1 A la Dirección General de Aeronáutica Civil de la República de Chile

4.1.1 Considerar la necesidad de recomendar a los operadores de helicópteros que prevean, en aquellas operaciones que involucren actividad aérea a baja velocidad



y baja altura, el repaso teórico y práctico por parte de sus tripulantes, acerca de los riesgos que involucran las maniobras con viento de cola.

4.1.2 Considerar la conveniencia de recomendar al operador, implementar un procedimiento para que las tripulaciones de sus aeronaves, siempre que operen en condiciones marginales (baja altura, polvo en suspensión, zonas arenosas, etc.), lo hagan con el sistema separador de partículas activado, a los efectos de preservar las condiciones de servicio del motor.

4.1.3 Evaluar la conveniencia de recomendar al operador, sobre el factor tiempo de descanso de las tripulaciones, máxime cuando se realizan tareas de alta exigencia operativa.

4.1.4 Evaluar la conveniencia de recomendar al operador de la aeronave CC-CGE, la implementación de la nueva versión software (V5) para el sistema VEMD, tal como lo expresa el Boletín de Servicio de Eurocopter N° 31.00.54 Rev.1, dado a difusión el 19 FEB 09.

BUENOS AIRES, de de 2010.

SA Carlos RUIZ  
Investigador Técnico

Sr. Augusto DE SANTIS  
Investigador Técnico

SUP I José PAGLIANO  
Investigador a Cargo

Director de Investigaciones