

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE **A**CCIDENTES
E **I**NCIDENTES DE
AVIACIÓN **C**VIL

Boletín Informativo

1/2008



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

1/2008



MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

Edita: Centro de Publicaciones
Secretaría General Técnica
Ministerio de Fomento ©

NIPO: 161-08-009-5
Depósito legal: M. 14.066-2002
Imprime: Diseño Gráfico AM2000

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 63
Fax: +34 91 463 55 35

E-mail: ciaiac@fomento.es
<http://www.ciaiac.es>

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

El presente Boletín es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil en relación con las circunstancias en que se produjeron los eventos objeto de la investigación, con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, las investigaciones tienen carácter exclusivamente técnico, sin que se hayan dirigido a la determinación ni establecimiento de culpa o responsabilidad alguna. La conducción de las investigaciones ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba y sin otro objeto fundamental que la prevención de los futuros accidentes.

Consecuentemente, el uso que se haga de este Boletín para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

Índice

ABREVIATURAS	vi
--------------------	----

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
(*) A-050/2005	17-08-2005	LV-ALN	Eurocopter AS 350 B3 «Ecureuil»	Lobios (Ourense)	1
(*) A-060/2005	06-10-2005	EC-ILD	Eurocopter AS 350 B2	Collado La Segqueta-Riojeta. Término ... municipal de Canfranc (Huesca)	17
A-014/2006	23-03-2006	EC-DCG	Socata Rallye 180 T Galerien	Aeródromo de San Luis (Menorca)	33
IN-023/2006	19-04-2006	EC-ICH	Piper PA-34-200T	Aeropuerto de Cuatro Vientos	43
				(Madrid)	

ADENDA	49
--------------	----

(*) Versión disponible en inglés en la Adenda de este Boletín
(English version available in the Addenda to this Bulletin)

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.ciaiac.es>

Abreviaturas

00°	Grado(s)
00 °C	Grados centígrados
AFIS	Servicio de información de vuelo de aeródromo
AGL	Sobre el nivel del suelo
CAVOK	Visibilidad, nubes y condiciones meteorológicas actuales mejores que los valores o condiciones prescritos
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
FI	Habilitación de instructor de vuelo
ft	Pie(s)
h	Hora(s)
IAS	Velocidad indicada
IR	Habilitación de vuelo instrumental
kg	Kilogramo(s)
km/h	Kilómetros por hora
kt	Nudo(s)
l	Litro(s)
LEMH	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Menorca
LESL	Indicativo de lugar del Aeródromo de San Luis
m	Metro(s)
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue
SE	Sudeste
SPECI	Informe meteorológico aeronáutico seleccionado
TQ	Torque
TWR	Torre de control de aeródromo
UTC	Tiempo universal coordinado
VEMD	«Vehicle and engine multifunction display»
VFR	Reglas de vuelo visual
VFR-HJ	VFR diurno
VNE	Velocidad a no exceder

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 17 de agosto de 2005; 19:45 h local
Lugar	Lobios (Ourense)

AERONAVE

Matrícula	LV-ALN
Tipo y modelo	EUROCOPTER AS 350 B3 «Ecureuil»
Explotador	Helicopters A.R., S. A.

Motores

Tipo y modelo	TURBOMECA ARRIEL 2B
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	42 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero
Total horas de vuelo	6.200 h
Horas de vuelo en el tipo	200 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Lucha contra incendios
Fase del vuelo	Toma de agua mediante helibalde

INFORME

Fecha de aprobación	30 de enero de 2008
---------------------	---------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Antecedentes del vuelo

El día 17 de agosto de 2005, a las 12:46 horas, el helicóptero LV-ALN despegó de la base de Toen (Orense) dirigiéndose a un incendio declarado en la zona de Emtrimo. A las 14:40 horas regresaba a la base para repostar combustible y volvió a despegar a las 15:40 horas para continuar su trabajo de extinción en el incendio.

Más tarde, a las 17:40 horas aterrizó en la base de Sures para repostar combustible. Despegaba de nuevo a las 18:30 horas para dirigirse otra vez a la zona del incendio con 371 litros de combustible en su depósito.

Tras 1 hora y 15 minutos de vuelo, con buena visibilidad y vientos suaves de 0 a 10 kt, al ir a tomar agua en el pantano de Lindoso, próximo a Lantemil, el piloto inició la aproximación reduciendo velocidad de descenso y de traslación, con una indicación de velocidad de 25 a 30 kt.

En estas condiciones el piloto observó que se iluminaba y apagaba el indicador de partículas en el motor («Engine Chip»), por lo que abortó la aproximación y tiró del colectivo, activándose el aviso acústico de bajas vueltas del rotor. El morro del



Foto 1. Estado del helicóptero después del suceso

helicóptero comenzó a girar hacia la izquierda, produciéndose simultáneamente una pérdida de sustentación que fue advertida por el piloto, por lo que se dirigió a un terreno contiguo para aterrizar y eyectó el depósito de agua.

El contacto con el suelo se produjo en primer lugar con el patín de cola y el patín derecho. Una de las palas del rotor principal seccionó parte del cono de cola y el helicóptero volcó hacia la izquierda. No se produjo incendio después del impacto.

El piloto pudo salir de la aeronave después de cortar la llave general, combustible y batería, deslizándose por el costado superior, quedando atrapado entre la maleza y abriéndose paso hasta alcanzar un lugar fuera de peligro, cerca del pantano.

Los daños sufridos por la aeronave fueron importantes en fuselaje, tren de aterrizaje y componentes dinámicos: rotores principal y de cola y transmisiones.

La zona, en una ladera cuya base está ocupada por el embalse, era escarpada, de difícil acceso, presentaba una pendiente de unos 40° y estaba cubierta de matorrales de cierto desarrollo y con un firme irregular por la presencia de rocas.

1.2. Información sobre el personal

El piloto de 42 años de edad contaba con 6.200 h de vuelo, disponía de licencia de piloto comercial de helicóptero con caducidad el 30 de abril de 2006 y autorización de la Dirección General de Aviación Civil española como piloto agroforestal.

Los técnicos del operador ocupados del mantenimiento del helicóptero tenían licencias y habilitaciones en vigor.

1.3. Información sobre la aeronave

1.3.1. Historial del helicóptero

El helicóptero tipo Eurocopter AS 350-B3, número de serie 3652, fue fabricado en diciembre de 2002.

Hasta diciembre de 2003 estuvo inscrito en el registro chileno con matrícula CL-PPA, totalizando 238,7 h de vuelo, habiendo sido necesario sustituir el módulo M01 de su motor Arriel 2B a las 75,8 h de vuelo, volviéndose a instalar el módulo de origen una vez reparado.

En diciembre de 2003, después de un cambio de matrícula por la CL-CLZ, se registró en Argentina, con matrícula LV-ALN a nombre de su actual operador, Helicopters A.R., S. A.

A finales de junio de 2005, cuando contaba con 703,7 h de vuelo se trasladó a España, mediante un contrato de arrendamiento en régimen de «wet lease» con el explotador español Coyotair para la campaña de lucha contra incendios forestales, permaneciendo en las zonas de San Martín de Valdeiglesias y Morata de Tajuña, de la Comunidad de Madrid, hasta el 14 de agosto de 2005, fecha en que se trasladó a la base de Toen, en Orense, cuando contaba con 753,5 h de vuelo.

1.3.2. *Registros de mantenimiento*

1.3.2.1. Célula

Horas totales de vuelo en el momento del accidente: 771,9 horas.

Los registros de mantenimiento indican que se habían seguido las revisiones programadas. No existían anotaciones en el cuaderno de aeronave ni en los partes de vuelo sobre la aparición de avisos de partículas en el circuito de aceite del motor.

1.3.2.2. Motor

El motor Arriel 2B, número de serie 22349, fue fabricado y puesto en servicio en diciembre de 2002.

Al inicio de su vida operativa fue necesario sustituir el módulo M01, número de serie 834, por fallos de potencia, cuando contaba con 75,8 h de funcionamiento, el 4 de abril de 2003, por el número de serie 754, volviéndose a reinstalar en el motor el módulo original una vez reparado, cuando el helicóptero tenía 134,4 h de funcionamiento, el 13 de agosto de 2003.

Desde las 134,4 h de funcionamiento hasta las 771,9 h en que ocurre el accidente, no se tiene constancia, en los registros del motor de haber realizado sustituciones o reparaciones de componentes principales del motor.

A las 704 horas de funcionamiento y coincidente con su llegada a España, antes de iniciar la campaña de incendios, se cumplieron dos modificaciones del fabricante, las TU-122 y TU 100. Las modificaciones consistían en sustituir el eje de potencia del motor y su carcasa de acoplamiento, afectando a los módulos M01 y M05.

Los registros de mantenimiento del motor indicaban que se había realizado el mantenimiento programado y no había anotaciones sobre aparición de partículas en los detectores del motor. En una orden de trabajo de mantenimiento de fecha 7 de agosto de 2005, cuando la aeronave contaba con 741,9 h de vuelo, figuraba la siguiente anotación: «Se toman muestras de aceite, por aparecer partículas en el chip detector

del M 01» y en otra orden de trabajo del día 15 de agosto de 2005, cuando la aeronave tenía 759,5 h de vuelo, se indica: «Magnetic Plug M01 con Partículas».

A partir de la incorporación de las modificaciones TU 122 y TU 100 ya reseñadas, la información relevante de los hallazgos, incidencias y acciones relacionados con el aceite del motor se muestran en el siguiente cuadro:

Fecha	Horas totales	Asunto/Fallo	Corrección/Acción	Observaciones
30-06-05	704	Llegada a España del helicóptero.	Se cumplimenta TU 122 y TU 100.	Sustitución del eje de potencia y de la carcasa del acoplamiento.
Desconocida		Polvo muy fino en tapón magnético del Módulo M01.	Se continúa operando.	Helicopter AR no envía el polvo a analizar.
07-08-05	741,9	Se enciende luz de aviso de partículas y se encuentran partículas en el tapón magnético del Módulo M01. Inspección de 15 h y toma de muestra de aceite.	Se envían partículas y aceite a laboratorio para análisis.	Se analiza aceite, pero no las partículas por tener el laboratorio algunos medios fuera de servicio. Enviadas tras el accidente a laboratorio del fabricante.
11-08-05		Inspección de 25 y 50 h.		
14-08-05	753,5	Vuelo de posicionamiento a la base de Toen en Orense.	Sustituidos filtro de aceite, aceite y juntas.	Se envía filtro a Turbomeca el 31-08-05, después del accidente.
15-08-05	759,5	Se enciende luz de aviso de partículas y se encuentran partículas en el tapón magnético del Módulo M01.		Se envían las partículas a Turbomeca el 31-08-05, después del accidente.
17-08-05	771,9	Se enciende luz de aviso de partículas.	Rotura del engranaje cónico (Driven bevel gear)	Parada del motor en vuelo.

Como resumen se puede decir que en dos ocasiones, 7 y 15 de agosto aparecieron tanto el aviso de partículas magnéticas, como presencia de éstas en el tapón magnético del Módulo M01, cuando la aeronave contaba con 741,9 y 759,5 h de vuelo respectivamente, lo cual estaba indicando una degradación en algún componente del Módulo M01. Con anterioridad había aparecido un polvo muy fino, en este mismo Módulo M01, al que no se le dio importancia, y que no dio lugar a una acción correctora, pero que fue el inicio de los avisos de la degradación.

El análisis de las partículas por el laboratorio del fabricante se hizo con posterioridad al accidente. Este análisis reveló que no existía deterioro de engranajes o ejes y que estas partículas procedían de cojinete del eje del engranaje.

1.3.3. Descripción y funcionamiento del motor Turbomeca Arriel 2B

Motor modular de turbina de gas, de dos ejes, con turbina libre de potencia, equipado con FADEC («Full Authority Digital Engine Control») y que consta de cinco módulos:

- Módulo M01 Eje de transmisión de potencia y caja de accesorios.
- Módulo M02 Compresor axial.
- Módulo M03 Compresor centrífugo, cámara de combustión y turbina de gases.
- Módulo M04 Turbina libre.
- Módulo M05 Caja reductora.

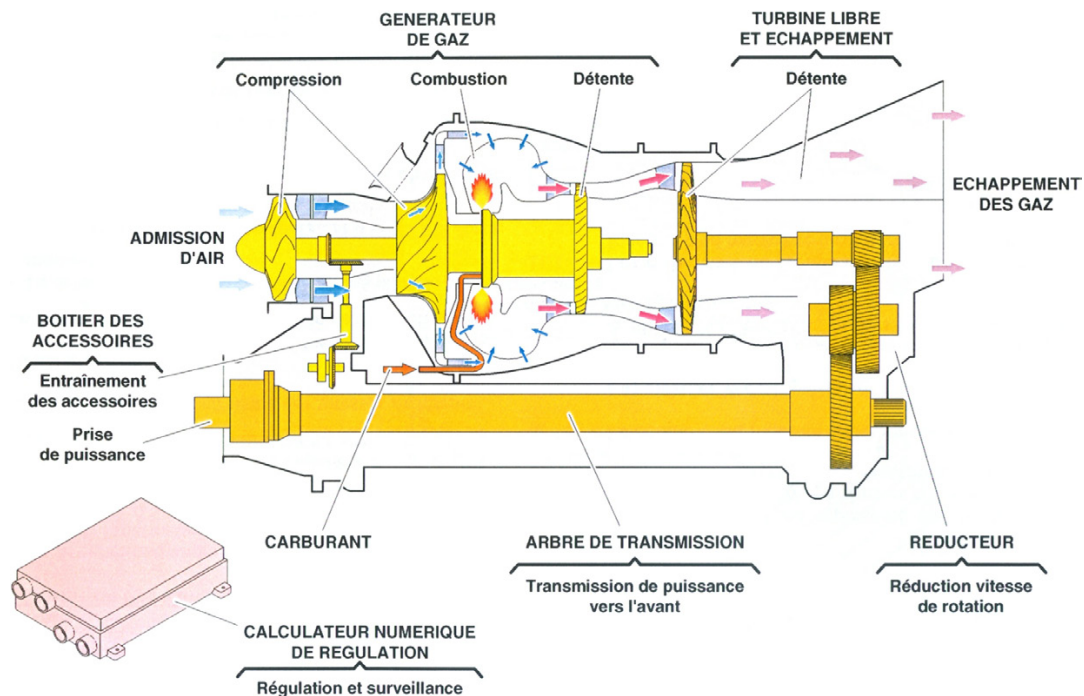


Figura 1. Esquema general del motor Arriel 2B

El arranque del motor se realiza por medio del starter-generator, que alimentado por una fuente externa de potencia, o por la propia batería de a bordo, y conectado a la caja de accesorios, inicia el movimiento del tren de engranajes de esta caja y del eje del generador de gas a través del árbol de entrada a la caja de accesorios.

Una vez el motor en funcionamiento este eje de entrada a la caja de accesorios transmite el movimiento del eje del generador de gas a los elementos conectados a la caja: bombas de combustible, generador de corriente continua, bombas de aceite, alternador y rueda fónica.

Se presenta en la siguiente figura este acoplamiento entre el eje del generador de gas y la caja de accesorios con mayor detalle.

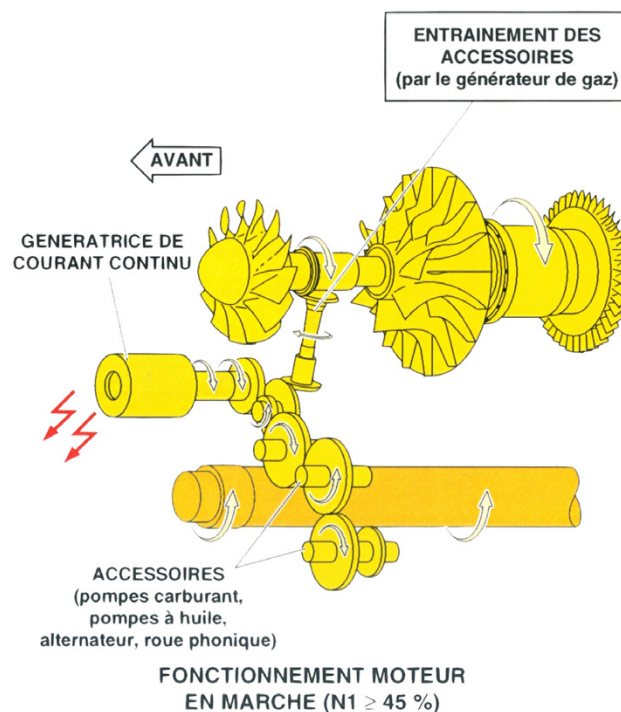


Figura 2. Funcionamiento de la caja de accesorios del motor (Módulo M01)

1.3.4. Procedimientos de vuelo y mantenimiento

1.3.4.1. Procedimientos del Manual de Vuelo

El Manual de Vuelo, en la Sección 3, de procedimientos de emergencia, indica que si se enciende la luz ámbar del panel central de avisos de «Partículas metálicas en el circuito de aceite del motor» («Engine Chip») la acción del piloto debe ser proceder a aterrizar tan pronto como sea posible, quedando expresamente prohibido despegar nuevamente hasta no haber cumplimentado las instrucciones del Manual de Mantenimiento del fabricante.

1.3.4.2. Procedimientos de mantenimiento

El Manual de Mantenimiento del fabricante, en su capítulo «Partículas en el circuito de aceite» indica:

a) Los componentes donde pueden encontrarse partículas:

1. Tapones magnéticos mecánicos.
2. Tapón magnético eléctrico.
3. Elemento filtrante del circuito de aceite.
4. Rejilla del filtro.

- b) El método para obtener muestras del aceite y de las partículas, dando instrucciones para que se manden analizar en laboratorio especializado y autorizado en caso de que sea necesario si de la inspección visual de las partículas no es posible obtener una conclusión.
- c) Un esquema sobre las acciones a tomar (Tabla de Decisiones) según el tipo de partículas encontradas.

La identificación de las partículas se realiza en función del componente donde han sido localizadas (filtro, rejilla o tapones magnéticos) y según su naturaleza y aspecto:

- Caucho, pintura, hilos, pasta o juntas.
- Arena, depósitos vegetales.
- Carbón.
- Metálicas no magnéticas.
- Magnéticas oscuras.
- Magnéticas brillantes.

En este caso las partículas eran metálicas magnéticas y brillantes, habiendo sido encontradas en el tapón magnético del Módulo 01. Con estos datos, las acciones a tomar que refleja el manual de mantenimiento serían las de reemplazar los módulos M01 y M02 antes de poner en vuelo de nuevo el helicóptero sin necesidad de esperar resultados de análisis de aceite.

1.4. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

Dos de las palas del rotor principal no presentaban daños y la tercera tenía el extremo roto por su impacto con el cono de cola, lo que indica que al llegar al suelo el rotor giraba a muy pocas revoluciones. Las palas del rotor de cola, que solo presentaban los testigos de punta de pala doblados, indican la misma condición en el impacto.

En el motor, el eje del generador de gas giraba libremente y la turbina libre y eje de potencia tampoco estaba bloqueado y transmitía movimiento a la caja principal de engranajes del helicóptero.

El VEMD («Vehicle and Engine Multifunction Display») presentaba indicación de que las revoluciones de la turbina de potencia y de la turbina de gases del motor eran prácticamente cero y un anuncio de fallo del FADEC.

1.5. Ensayos e investigaciones

1.5.1. *Desmontaje e inspección visual del motor*

El motor fue desmontado del fuselaje, una vez rescatado el helicóptero de entre la maleza, pudiéndose comprobar que no tenía mas daños que dos marcas de impactos,

uno en la tobera de salida de gases y el otro en el tubo de protección del eje de potencia del Módulo 01.

En la inspección se observó que el tapón magnético («Magnetic Plug») del Módulo 01 presentaba gran cantidad de partículas que lo obstruían y en el eléctrico («Electrical magnetic Plug») sólo había algunas partículas.

Se comprobó que el eje del conjunto compresor-turbina de gases giraba libremente, pero sin transmitir movimiento a la caja de accesorios, por lo que el problema parecía ser de la conexión o continuidad entre el eje del motor y la caja de accesorios.

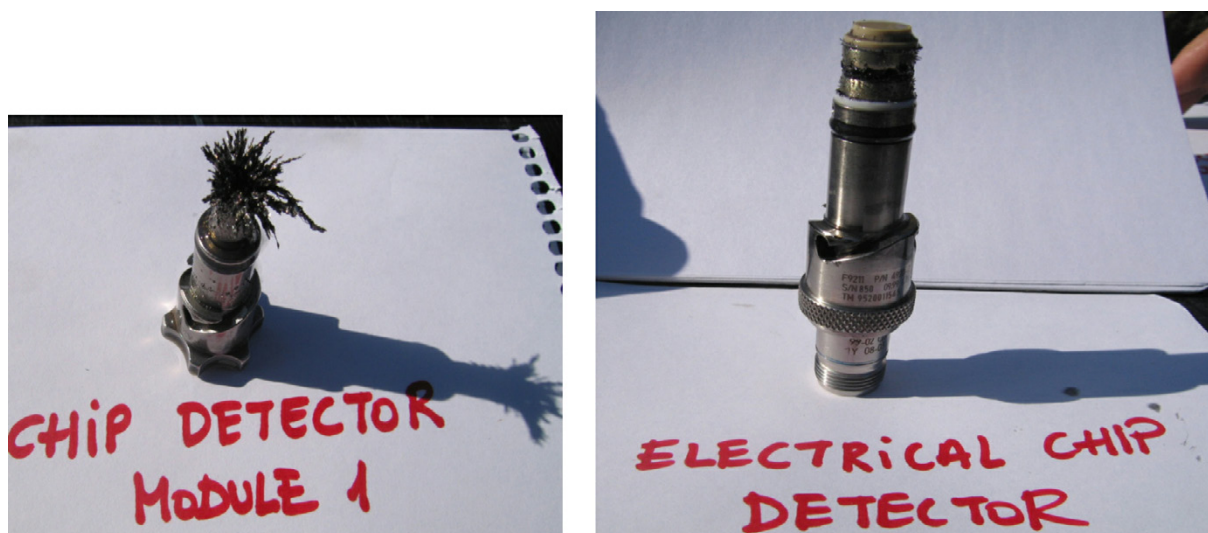


Foto 2. Partículas de los detectores («chip detectors»)

1.5.2. Examen detallado del motor

El motor fue enviado a las instalaciones del fabricante para examen y análisis detallado.

En la apertura del motor se encontró en el Módulo M01 la rotura del engranaje cónico («driven bevel gear») (véase figura 3), que transmite potencia del generador de gas a la caja de accesorios y dañado su par, el piñón de 23 dientes («accessory drive bevel gear thrust»). De otra parte se encontró muy dañado el cojinete del eje de ese piñón («Drive gear upper thrust bearing») (véase figura 3). El eje estaba descamado, con desprendimiento de material y mostraba una excesiva holgura axial, bastante mayor que la prevista. El desacoplamiento entre el generador de gas y la caja de accesorios habría provocado la parada del motor en vuelo al quedar interrumpido el funcionamiento de la bomba de combustible.

La rotura del anillo dentado del engranaje de 41 dientes resultaba de la fatiga que se inició y propagó radialmente en el borde y el fondo del diente, en el lado de menor diámetro.

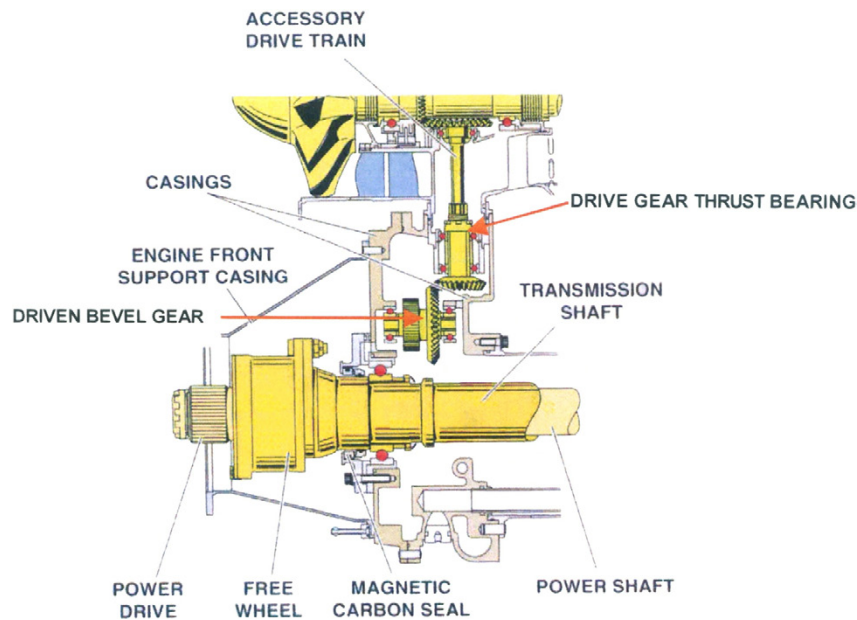


Figura 3. Detalle del Módulo 01

La origen de esta rotura estuvo en el deterioro del cojinete del eje del piñón superior («Drive gear upper thrust bearing») que permitió un gradual incremento del juego axial, generando un desplazamiento del contacto entre los dientes de los engranajes y produciendo unos momentos secundarios de flexión en ellos. Esta sobrecarga cíclica en la zona de contacto del engranaje causó el inicio de grietas en la base de estos dientes. Las grietas se propagaron hasta los bordes y completaron la rotura completa del engranaje.

Como se ha dicho en 1.4.2, el laboratorio del fabricante examinó e identificó en fechas posteriores al accidente las partículas recogidas a las 741,9, 753,5 y 759,5 h de de vuelo del tapón magnético del Módulo M01. Todas ellas eran partículas metálicas magnéticas brillantes y correspondían al material con el que se fabrican los cojinetes, y no hallaron partículas metálicas procedentes de engranajes. Esto indica que todas las partículas encontradas en el aceite, los días anteriores al accidente, fueron generadas por la degradación del mencionado cojinete, no presentando trazas de daño o desgaste ningún tipo de engranaje.

1.5.3. Antecedentes de averías en este tipo de motor

Respecto a los antecedentes de fallos en este tipo de motor, el fabricante informó que tenían constancia de casos de rotura del engranaje cónico en el Módulo 01 de motores Arriel 1, aparecidos todos ellos antes de 100 horas de funcionamiento y todos relacionados con un procedimiento de montaje erróneo. Como consecuencia de ello, se había emitido una modificación en el procedimiento de montaje, identificada como

TU302 en los Arriel 1 y Tu61 en los Arriel 2, y se había impartido entrenamiento a los centros autorizados.

En 2003 ocurrió con un Arriel 2, también con pocas horas de funcionamiento, una rotura muy parecida a la de este caso y fue originada por un montaje incorrecto de una arandela.

El del accidente era el segundo caso, que se diferencia de los demás en el tiempo de operación del motor, superior en este caso a las 700 h. El tiempo de funcionamiento (potencial) de estos motores hasta revisión general (overhaul) es de 3.000 h.

Por otro lado el fabricante informó que los motores Arriel, en sus diferentes versiones, se han fabricado 6.700 unidades y acumulan más de veinte millones de horas de funcionamiento.

1.6. Información sobre organización y gestión

El helicóptero volaba durante la campaña de extinción de incendios forestales de verano bajo un contrato de alquiler («Wet lease») con tripulación y mantenimiento a cargo del operador Helicopters A.R., con la supervisión/garantía de la compañía arrendadora Coyotair, según las normas establecidas en la Resolución de 27 de mayo de 2003 de la DGAC (BOE, 139) relativa al uso por las compañías españolas de aeronaves de matrícula extranjera en operaciones de extinción de incendios forestales.

Esta Resolución establece las condiciones para las aeronaves arrendadas temporalmente con tripulación o sin ella, así como los requisitos técnicos que deben demostrarse previa a la concesión y las obligaciones que recaen sobre la compañía arrendataria. En su artículo cuarto apartado 2 b) indica que «la operación de la aeronave habrá de estar garantizada tanto desde el punto de vista operacional como de mantenimiento». Para cumplir con este requisito se impone la obligación del arrendatario de controlar y supervisar la operación y el mantenimiento del operador.

Después del primer hallazgo de partículas metálicas en el tapón magnético el día 7 de agosto, hubo intentos infructuosos a través de la dirección ejecutiva del operador de obtener asistencia técnica de representantes del fabricante, consultando si era precisa la sustitución del módulo M1. Por indisponibilidad de personal debido a vacaciones, hasta el día 15 de agosto no se logró establecer un contacto entre fabricante y operador que permitiera atender y conocer el problema.

Durante la investigación de este evento se pudo comprobar que en el ámbito de la dirección ejecutiva del operador se tomaban decisiones técnicas relativas a la operación y al mantenimiento del helicóptero.

2. ANÁLISIS

2.1. Proceso de fallo del motor y antecedentes

Al abrir el motor, concretamente el Módulo M01, y encontrar la rotura del engranaje cóncode 41 dientes («driven bevel gear») y dañado su par, el piñón de 23 dientes («accessory drive bevel gear thrust»), que dio lugar a la pérdida del acoplamiento entre el generador de gases y la caja de accesorios, anulando el funcionamiento de la bomba de combustible, se obtuvo la causa de la parada del motor en vuelo y que estaba en total concordancia con el desarrollo del accidente. Estas evidencias confirmaban que los avisos del detector de partículas, ante los que se podría haber tomado acciones contundentes, habían anticipado el fallo del motor.

El daño y rotura de los engranajes se debió al fuerte deterioro del cojinete del eje del piñón («drive gear thrust bearing») que permitió un incremento del juego axial. El examen en laboratorio de las partículas recogidas en el aceite del motor tras los primeros avisos en los días anteriores al accidente confirmaron a posteriori que se inició el proceso con la degradación del cojinete.

El deterioro del cojinete se produjo como consecuencia de la aplicación de una fuerte carga axial que pudo sobrevenir por un defecto de montaje o de alguna anomalía en el funcionamiento de la pieza. Sin embargo, la información recopilada en el examen del motor no permitió concretar ese origen:

- No se encontraron desajustes, que pudieran achacarse a no conformidades durante el montaje del tren de engranajes.
- No había signos de desgaste en las ranuras de los 23 dientes del piñón.
- Los otros cojinetes que constituyen el conjunto estaban en buenas condiciones y su estado de lubricación parecía adecuado.

Pueden enumerarse como más probables hipótesis que produzcan este tipo de daño las siguientes:

- Golpes en el cojinete durante su montaje.
- Contaminación del cojinete durante las primeras horas de operación.
- Fatiga temprana (juvenil) del cojinete en condiciones normales de operación.

No ha podido precisarse si alguna de estas circunstancias ha intervenido en el presente caso. Los fallos conocidos por el fabricante del motor que pudieran tener cierta similitud con el ocurrido en este accidente se refieren a roturas del cojinete «drive gear thrust bearing» dentro de las 100 h de funcionamiento del motor y estuvieron relacionados con montajes erróneos que el fabricante creyó subsanar mediante modificaciones al diseño que estaban incorporadas en el caso de esta aeronave. En este mismo motor había sido necesario sustituir y reparar el módulo M01 por fallos de potencia muy al inicio de su

vida, a las 75,8 h de funcionamiento, lo que podría apuntar en ese momento a deficiencias de montaje. Sin embargo, habían transcurrido más de 600 horas desde que se volviera a instalar de nuevo ese módulo en el motor cuando se produjo su fallo, por lo que resulta más difícil identificar el problema con un montaje incorrecto a tenor de los antecedentes conocidos. Ahora bien, los hechos revelan que con este tipo de fallo puede sobrevenir una parada de motor casi inmediata (en un lapso de tiempo no superior a los 5 seg.) y por tanto, requerirse un aterrizaje de emergencia. La incertidumbre en el origen del fallo del cojinete con estas consecuencias aconseja tomar medidas de seguridad para evitar que se repita un evento similar en otro motor de este tipo y que deberían partir del ámbito del fabricante, revisando los factores del diseño que puedan estar potencialmente implicados, por lo que se emite una recomendación al respecto.

2.2. Condiciones de operación y mantenimiento en las que se desarrollaba la actividad del helicóptero

El aspecto que presentaban las partículas que se recogieron del tapón magnético del módulo M01 tras los avisos en vuelo ocurridos los días 7 y 15 de agosto, previos al accidente, hubiera requerido la interrupción de las operaciones del helicóptero de acuerdo con las instrucciones de los manuales de vuelo y de mantenimiento. Se trataba de partículas metálicas magnéticas brillantes que podían haber sido reconocidas sin necesidad de análisis detallado en laboratorio.

Las acciones tomadas por el operador, enviando las muestras de aceite y de las partículas a un laboratorio para examen, pidiendo el apoyo técnico a distancia del fabricante, cambiando el aceite y filtros y chequeando la presencia de partículas periódicamente, no resultaron conservativas para evitar el accidente. No parece que existiere una valoración previa, por personal cualificado, de la tipología de las partículas encontradas en el aceite antes de tomar esas decisiones.

El mantenimiento general del helicóptero aparentemente se había cumplimentado de forma correcta, pero la falta de anotaciones en los registros (partes de vuelo, libros de aeronave y de motor) con las apariciones de aviso de partículas en el circuito de aceite del motor, permite dudar también de la existencia de buenos mecanismos en el seno del operador para el mantenimiento de la aeronavegabilidad.

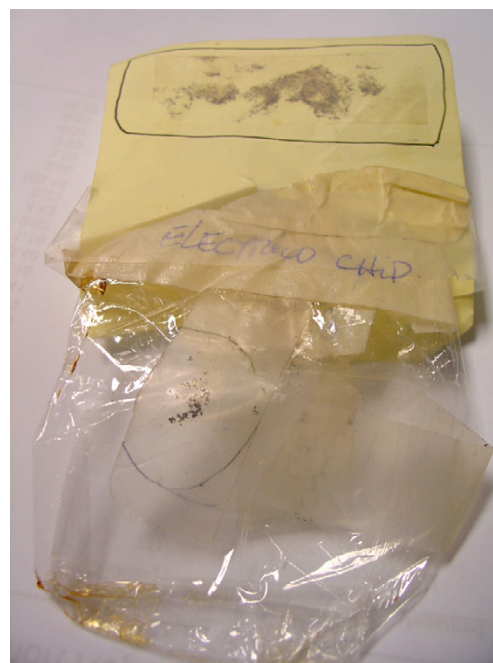


Foto 3. Partículas metálicas recogidas el 07-08-2005

Sería cuestionable, por tanto, la capacidad del operador por un lado, sobre todo al enfrentarse a problemas técnicos en situación de indisponibilidad de personal adecuado, y la capacidad por otro lado, para controlar el mantenimiento del operador por parte de la empresa arrendataria. Todas estas deficiencias hacen necesario la emisión de recomendaciones de seguridad dirigidas a las autoridades de aviación civil respectivas con el objetivo de mejorar las prácticas en el entorno de la compañía operadora y de la arrendataria.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

1. La operación se desarrollaba en base a un contrato de alquiler («Wet lease») con operación y mantenimiento a cargo del operador Helicopters A.R., con la supervisión/garantía de la compañía arrendataria Coyotair, según las normas establecidas en la Resolución de 27 de mayo de 2003 de la DGAC de España.
2. La tripulación y personal de mantenimiento tenía sus licencias en vigor.
3. La documentación de aeronave y motor estaba aparentemente correcta, pero no estaban anotados los dos avisos de chip detector y la recogida de partículas en los tapones magnéticos.
4. La degradación del cojinete afectado del Módulo M01 venía siendo avisada por el polvo fino, dos avisos del detector de partículas y dos apariciones de partículas en los tapones magnéticos.
5. No se siguieron los procedimientos del manual de mantenimiento del fabricante ante la aparición de estas anomalías en la operación.

3.2. Causas

La causa del accidente fue el fallo del motor en vuelo por rotura de un engranaje en el módulo que conecta el eje de transmisión de potencia y la caja de accesorios.

Antes del fallo se habían producido dos avisos en el sistema de detección del motor que no fueron abordados según lo especificado en los manuales de vuelo y de mantenimiento del fabricante.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 02/08. Dadas las carencias en la toma de decisiones ante los dos avisos del «chip detector» y evaluación de las partículas recogidas, tipificados en el manual de mantenimiento del fabricante, así como la ausencia de anotaciones en los registros de la aeronave, se recomienda a la Autoridad aeronáutica de

la República Argentina que reevalúe la idoneidad técnica y operativa de la compañía Helicopters AR.

REC 03/08. Teniendo en cuenta que falló el control y supervisión del mantenimiento sobre el operador de la aeronave efectuado por la compañía arrendadora, se recomienda a la DGAC de España que revise las condiciones en las que la compañía Coyotair asegura el control del mantenimiento sobre las aeronaves arrendadas temporalmente.

REC 04/08. Ante el desconocimiento acerca del origen del deterioro del cojinete, causante de la avería y teniendo en cuenta que las más probables hipótesis de ello son las siguientes:

- a) Golpes en el cojinete durante su montaje.
- b) Contaminación del cojinete durante las primeras horas de operación.
- c) Fatiga temprana (juvenil) del cojinete en condiciones normales de operación.

Se recomienda al fabricante del motor, Turbomeca, que revise la necesidad de modificar el diseño, fabricación o montaje del conjunto de eje de entrada de potencia a la caja de accesorios del motor modelo Arriel 2B.

El Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile discrepa con esta recomendación de seguridad, ya que según su criterio este modo de fallo del motor no se considera un tema de aeronavegabilidad sino sólo de fiabilidad porque existe un sistema de detección y aviso que permite al piloto tomar una acción apropiada.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 6 de octubre de 2005; 13:30 h local
Lugar	Collado La Seguenta-Rioseta. Término municipal de Canfrac (Huesca)

AERONAVE

Matrícula	EC-ILD
Tipo y modelo	EUROCOPTER AS 350 B2
Explotador	Heliswiss Ibérica, S. A.

Motores

Tipo y modelo	TURBOMECA ARRIEL 1D1
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	58 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero
Total horas de vuelo	10.200 h
Horas de vuelo en el tipo	1.090 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		1	
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruída
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Carga externa
Fase del vuelo	Maniobrando

INFORME

Fecha de aprobación	30 de enero de 2008
---------------------	---------------------

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El helicóptero estaba realizando vuelos de trabajos aéreos, consistentes en el transporte de mallas metálicas para la colocación de una red de protección contra aludes en una montaña próxima a Canfranc (Huesca). Para ello llevaba una eslinga corta, de unos 4,5 metros de longitud, sujeta al gancho baricéntrico. Al extremo de ésta iban unidas dos cadenas de 3 metros de longitud, al final de las cuales iba colocada una barra metálica, que quedaba en posición horizontal. Esta barra tenía en sus extremos dos ganchos en los que se colgaban las mallas que había que transportar. De acuerdo con la información facilitada, la compañía operadora del helicóptero aporta la eslinga que se une al gancho de carga, y la empresa que hace el trabajo aporta el resto del sistema de carga (cadenas, barra, etc.).

La carga la recogía en el Coll de Ladrones, de 1.356 m de cota, y la depositaba en un punto cercano a la cima del Pico del Águila, de 2.096 m de altitud.

Después de haber dejado una carga, el piloto inició el descenso hacia el Coll de Ladrones, con la eslinga colgando pero sin carga. Instantes después, el piloto sintió un fuerte golpe en la zona del rotor de cola, pero no apreció ninguna reacción anómala en el helicóptero, tales como vibraciones o guiñada. No obstante, actuó sobre el botón de apertura del gacho de carga, con objeto de soltar la eslinga. Después de ello, efectuó una comprobación de los pedales, constatando que no tenía mando en el rotor de cola, ya que a pesar de que el recorrido de los pedales era completo y aparentemente normal, no producían efecto alguno sobre la aeronave.

El piloto continuó el vuelo en las mismas condiciones de velocidad y potencia, variando la trayectoria hacia su izquierda para dirigirse hacia el valle adyacente (Río Seta), que era la zona con mejores condiciones para efectuar la maniobra de aproximación y aterrizaje.

Al pasar sobre la divisoria entre los dos valles, el piloto decidió reducir la velocidad de descenso, para lo cual tiró del mando de paso colectivo. En ese momento el helicóptero comenzó a girar hacia la izquierda de forma incontrolada, y acabó impactando violentamente contra la ladera orientada al Norte del barranco de Río Seta.

El piloto resultó con heridas de carácter grave, que requirieron su evacuación en helicóptero hasta un hospital de Zaragoza.

1.2. Lesiones a personas

El piloto, único ocupante de la aeronave, sufrió múltiples fracturas, que le afectaron cinco vertebrae de las zonas lumbar y dorsal, causándole una lesión medular, y fracturas

también en tres costillas, diversos huesos de la mano derecha, y el seccionamiento de los tendones de los dedos índice y medio de la mano derecha.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

El impacto contra el terreno fue sumamente violento, y a consecuencia de ello la aeronave quedó destruida.

1.4. Información sobre la tripulación

Piloto al mando

Edad:	58 años
Nacionalidad:	Española
Título:	Piloto comercial de helicóptero
Fecha de expedición:	11-11-1969
Fecha de caducidad:	21-07-2010
Habilitaciones:	• VFR-HJ. • Agroforestal-sólo incendios: Válida hasta el 11-06-2006 • AS350/350B3: Válida hasta el 11-07-2006

Experiencia de vuelo

Horas totales de vuelo:	10.000 h
Horas en el tipo:	1.090 h

Actividad desarrollada

Horas últimos 90 días:	148 h
Horas últimos 30 días:	52 h
Horas últimas 24 horas:	10 h
Hora de comienzo período actividad aérea:	09:00
Descanso previo al último periodo de actividad:	12 h

1.5. Información sobre la aeronave

1.5.1. Célula

Marca:	EUROCOPTER
Modelo:	AS 350B2
N.º de fabricación:	2598
Año de fabricación:	1992
Matrícula:	EC-ILD
MTOW:	2250 kg

1.5.2. Motor

Marca:	TURBOMECA
Modelo:	ARRIEL 1D1

1.5.3. Certificado de aeronavegabilidad

Fecha de renovación:	31-12-2004
Fecha de caducidad:	31-12-2005

1.5.4. Mantenimiento

Horas totales de vuelo:	4.865:44 h
Fecha última rev. (100 h + 400 h de célula + 100 h de motor):	28-08-2005 a las 4.771:46 h
Horas desde última revisión:	93:58 h

1.5.5. Manual de vuelo

En el capítulo de emergencias del manual de vuelo de la aeronave se contemplan dos tipos de fallos del rotor de cola, la pérdida de empuje del rotor y el fallo del sistema de mando de paso.

Con respecto al primero de ellos, el manual indica que la pérdida de empuje del rotor de cola se manifiesta por un movimiento de guiñada a la izquierda (en vuelo con potencia), cuya intensidad está en función de la potencia y de la velocidad de la aeronave en el momento en que se produzca el fallo.



Foto 1. Lugar en el que impactó la aeronave

El manual contempla dos situaciones diferentes en las que puede ocurrir esta emergencia, durante un estacionario o a baja velocidad, que a su vez se divide en dos tipos, con y sin efecto suelo, y en traslación, facilitando los siguientes procedimientos para cada caso.

- Fallo en estacionario o a baja velocidad:
 - a) En estacionario con efecto suelo. Descender hasta el suelo bajando el paso colectivo antes de que la velocidad de guiñada alcance un valor importante.
 - b) En estacionario fuera del efecto suelo. Bajar el paso moderadamente para disminuir el par y simultáneamente ganar velocidad.
- Fallo en traslación:
 - Reducir la potencia al valor máximo que permita mantener una velocidad hacia delante que proporcione efecto veleta. Localizar un terreno que permita realizar una aproximación con fuerte pendiente y potencia tal que posibilite un vuelo sensiblemente coordinado.
 - En final, cortar motor y aterrizar en autorrotación con la velocidad más baja posible.

En cuanto al fallo del sistema de control del paso del rotor antipar, el manual indica que se siga el siguiente procedimiento:

- Fijar la velocidad indicada en 70 kt en vuelo nivelado.
- Pulsar el botón de test hidráulico durante 5 segundos y después ponerlo en su posición normal.
- Dirigirse a un terreno despejado en aproximación tendida con un ligero derrapaje a la izquierda. Efectuar un aterrizaje con deslizamiento. El derrapaje se anulará a medida que vaya disminuyendo la potencia.

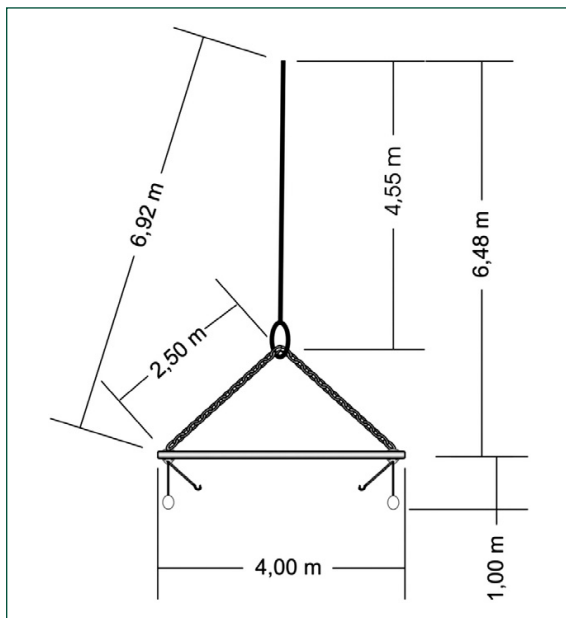


Figura 1. Esquema del dispositivo de sujeción de la carga externa

1.5.6. Información sobre la eslinga de carga

El dispositivo utilizado para transportar la carga tenía la forma que se indica en la figura 1. Al gancho baricéntrico se fijaba una eslinga de 4,55 m de longitud. Al otro extremo de esta eslinga se unían dos cadenas de 2,50 m de longitud cada una, que sujetaban una barra metálica de 4 m. De ambos extremos de esta última colgaban otras dos cadenas de alrededor de 1 metro de longitud cada una, a las que se fijaba la carga.

Todo el conjunto tenía una longitud de unos 7 m.

1.5.7. Comportamiento de la aeronave en caso de pérdida de empuje del rotor de cola

El departamento de ensayos en vuelo del fabricante de la aeronave informó que los dos estabilizadores verticales de que dispone ésta, proporcionan un efecto antipar, cuya magnitud es proporcional a la velocidad traslacional de la aeronave, de forma que a una velocidad de 50 kt es posible incrementar la potencia hasta el 40%, sin que aparezca una guiñada, y a una velocidad de 90 kt puede llegarse hasta el 94% de par.

A una velocidad de 50 kt, la eficiencia aerodinámica de los estabilizadores es capaz de contrarrestar el par requerido para mantener un vuelo nivelado. No obstante, en el caso de que haya viento cruzado o que la potencia requerida para mantener el vuelo nivelado induzca una ligera guiñada a la derecha, es posible contrarrestarla incrementando la velocidad.

La información precedente no está incluida en el manual de vuelo de la aeronave, y no es de conocimiento usual por parte de los pilotos.

1.6. Declaración del piloto

El piloto indicó que el trabajo que estaba llevando a cabo consistía en subir a la montaña unas mallas metálicas que iban suspendidas del gancho baricéntrico, y una vez allí, debía colocarlas sobre unos postes ya instalados y que estaban unidos por unas sirgas de acero, a unos 6 metros de altura. Esta última operación se realizaba

poniéndose en estacionario a la altura de ellos y entonces los operarios que se encontraban en tierra, sujetaban un extremo de la malla con un grilletes previamente colocados en las sirgas y luego el otro, tras lo que quedaba liberado el helicóptero de la carga. A continuación iniciaba el descenso, con el dispositivo externo de carga colgando, que no pesaría más allá de 40 kg. Cuando llegaba a la zona de carga, los operarios que se encontraban allí desenganchaban el trapecio de la eslinga y enganchaban otro que ya tenían preparado con las mallas.

El motivo por el cual tenía que bajar el dispositivo de carga en todos los viajes, era que sólo disponían de tres unidades. Si hubieran tenido más, podía haberlos ido dejando en la montaña, para bajar luego varios de ellos en un solo viaje.

Bajaba con prudencia, pues era consciente de que cualquier alteración podía provocar una interferencia con el sistema de carga externo.

Con respecto a las condiciones meteorológicas, indicó que arriba donde dejaba la carga, no había mucho viento, pero abajo, en el Col de Ladrones donde cogía la carga, había más viento, que estimó de unos 15 kt de intensidad. En esta zona habitualmente el viento sopla del Norte y es limpio, pero este día venía del valle (Canal Roya) que viene de Formigal, es decir del Este, y que cuando se dan estas condiciones, se forma algo de turbulencia en la zona de Col de Ladrones.

Continuó indicando que nada más iniciar el descenso, observó que el trapecio desaparecía del campo de visión del espejo de carga, e inmediatamente notó como éste golpeaba el rotor de cola y entonces soltó inmediatamente el trapecio y la eslinga, con la suelta eléctrica. En ese momento le llamó uno de los operarios de tierra y le preguntó que pasaba. Le dijo que no se preocupara, que tenía el helicóptero controlado. En el momento del impacto estima que la velocidad de la aeronave sería de unos 50 kt.

Comprobó si tenía mando en el rotor de cola. Metía pedal derecho y pedal izquierdo y no notaba reacción en el helicóptero. El recorrido de los pedales era normal, ya que llegaba hasta el tope mecánico. El piloto equiparó el comportamiento del helicóptero al que se produce en la maniobra de fallo de mandos en el rotor de cola, que se realiza en las pruebas de calificación y entrenamiento. En ningún momento el helicóptero hizo movimientos de guiñada, ni hubo vibraciones en los pedales. En definitiva, no encontró ninguna respuesta de la máquina que le hiciera pensar que habría pérdida de revoluciones del rotor de cola.

Así pues, inició la maniobra como si fuera un fallo de mandos del rotor de cola. Conocedor de la zona, tomó la decisión de dirigirse hacia Río Seta, que era la zona con mejores condiciones para efectuar la emergencia con una aproximación tendida y acortando velocidad, debido a lo abrupto del lugar y al viento que había, descartando la posibilidad de ir hasta Jaca.

Cuando se encontraba próximo a la zona de aterrizaje, comenzó a disminuir el régimen de descenso, y el helicóptero comenzó a girar como una peonza, y cada vez más rápido.

Preguntado acerca de sí en los vuelos anteriores al del suceso había seguido la misma trayectoria que en el del accidente, el piloto contestó que no siempre se sigue la misma trayectoria, y que en esta ocasión pudiera ser que sobrevolara la zona más abrupta de la ladera.

1.7. Información meteorológica

El tiempo previsto en Huesca para el día del accidente pronosticaba cielo nuboso en el Nordeste con posibles chubascos, que podían ir acompañados de tormentas. Poco nuboso en el resto. Vientos flojos de componente Norte al principio y de componente Este al final del día.

1.8. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto

El helicóptero había impactado con su costado derecho contra la ladera, que está orientada al Norte, del Barranco de Rio Seta, cuya pendiente es de unos 45°, quedando el eje longitudinal de la aeronave orientado hacia el Noreste.

Las palas del rotor principal se habían roto a consecuencia de haber impactado contra la ladera, apreciándose claramente las marcas de dicho choque.

Se rompieron varias de las barras de sujeción del conjunto del mástil del rotor principal, quedando desplazado hacia delante.



Foto 2. Huella dejada por una pala del rotor principal en el terreno

La cabina mostraba un elevado grado de destrucción, habiendo desaparecido tanto el techo como el costado izquierdo. El asiento del piloto resultó destruido casi en su totalidad, aunque la parte de él que permanecía en cabina mostraba un grado de deformación vertical importante.

La parte derecha de los dos arcos que sujetan los patines se había doblado hacia el centro

del helicóptero, de manera que el patín derecho quedaba prácticamente tocando el suelo del helicóptero. La parte izquierda del tren de aterrizaje, no mostraba grandes daños y mantenía su forma. Esta deformación compensaba sobradamente la pendiente del terreno, de forma que la aeronave estaba inclinada hacia su derecha, es decir, hacia la ladera.



Foto 3. Rotor de cola

La cola de la aeronave había caído sobre un arbusto. Ambas palas del rotor de cola se encontraban rotas, si bien una de ellas mostraba muchos más daños que la otra. Así, mientras una tenía afectada solamente su parte exterior, la otra se encontraba quebrada por su raíz. El trozo desprendido de esta pala se encontró, fragmentado en dos partes, entre las ramas de un arbusto situado a dos metros por detrás de la cola. En este mismo lugar, se encontró en el terreno una huella hecha por el patín de cola.

El resto del rotor antipar permanecía en su sitio y se comprobó que giraba con normalidad. Los links de cambio de paso estaban deformados y mostraban marcas claras de haber sido golpeados por algo metálico. No obstante, y a pesar de estos daños, se comprobó que los links de cambio de paso aún eran operativos, ya que al accionar la barra de mando correspondiente, se producía el cambio de paso de las palas.

Se desmontó la carena de la transmisión al rotor de cola y se observó que el eje de potencia se había partido en un punto muy próximo a su unión con el eje corto.

Se realizó una búsqueda del dispositivo empleado para sujetar la carga al gancho baricéntrico, en la zona que el piloto indicó que lo había soltado. La búsqueda no tuvo éxito debido a la complicada orografía del terreno y a la abundante vegetación.

1.9. Ensayos e investigación

Desde el lugar donde recogía la carga hasta el punto en el que la depositaba hay una distancia horizontal de 1.790 m y de 740 m (2.428 ft) en vertical.

De acuerdo con la información facilitada por el piloto de la aeronave, el descenso lo realizaba ajustándose a la pendiente de la ladera, empleando en ello un tiempo próximo

al minuto. En el momento en el que oyó el ruido el helicóptero volaba a una velocidad de unos 50 kt.

Con objeto de poder estimar los parámetros de la aeronave en el vuelo del accidente, se realizó un vuelo similar con un helicóptero del mismo modelo a 60 kt de velocidad indicada (IAS), obteniéndose los siguientes valores: un índice de TQ inferior al 10% un descenso de 2.300 ft/minuto.

1.10. Declaraciones de testigos

Se entrevistó a un testigo que se encontraba en la ladera Este de un monte que está ligeramente al Norte del lugar donde impactó el helicóptero, y al mismo lado de la carretera.

Esta persona indicó que vio volar a la aeronave en dirección Oeste-Este y que, aunque no percibió ningún ruido anómalo, le pareció que volaba raro. Vio como viraba a la izquierda ciñéndose al monte y poco después comenzó a girar a izquierdas sobre sí mismo, precipitándose contra el terreno inmediatamente. En esos momentos le pareció que el sonido de la aeronave no era normal. La caída fue plana, aunque no pudo ver el impacto final debido a que el terreno se lo impedía.

No obstante, estimó que desde el punto en el que se inició la guiñada hasta el lugar del impacto no habría más de 100 m.

1.11. Información sobre organización y gestión

1.11.1. *Manual de operaciones del operador*

El Manual de operaciones de la compañía operadora de la aeronave contiene un capítulo dedicado a la carga externa, que facilita instrucciones sobre cinco aspectos: equipamiento de la aeronave, características del vuelo, maniobras, instrucción del personal de tierra y calificación de la tripulación.

En el caso que nos ocupa, solamente las tres primeras tienen relevancia.

En cuanto al equipamiento de la aeronave, el manual indica que será indispensable que vaya equipada con el gancho baricéntrico, además de todos los elementos de sujeción y contenedores necesarios para llevar a cabo el transporte. Así mismo, deberá ir dotado de un dispositivo de apertura del gancho y otro, independiente de apertura de emergencia, ambos accionables por el piloto desde el interior de cabina.

Sobre las características del vuelo establece que, previamente a éste, el piloto deberá llevar a cabo las siguientes acciones:

- Calculará las cargas considerando las actuaciones del helicóptero fuera del efecto suelo y se calculará la VNE.
- Realizará un estudio de la cantidad de carga en cada ciclo, de acuerdo con las condiciones de altitud, temperatura, viento, zona de carga y potencia fuera del efecto suelo.

Durante el vuelo propiamente dicho, advierte que el helicóptero puede estar cerca de los límites operativos, por lo que el piloto deberá tener en cuenta lo siguiente:

- Viento. Evitará los virajes sin tener sustentación traslacional y hacia viento en cola.
- Polvo. Reduce la visibilidad y la sustentación y puede provocar problemas en los sistemas de motor.
- Orografía. Se debe aprovechar de forma que siempre exista una salida en caso de emergencia. Se evitarán los valles y lugares cerrados con carga máxima.
- Obstáculos. Se debe extremar la atención cuando la operación se desarrolla cerca del suelo, para evitar todo tipo de obstáculos que pudieran comprometer la seguridad del vuelo, desde el suelo hasta 200 ft AGL, teniendo en cuenta la longitud de la eslinga utilizada.
- Al existir una amplia variedad de trabajos de carga externa, se requerirá un estudio detallado de cada operación, que contenga los siguientes aspectos: orografía de los puntos de carga y descarga; vientos, ascendencias y descendencias; puntos de reunión de carga y descarga; estudio de las actuaciones del helicóptero en cada lugar y en cada ciclo.

Acerca de las maniobras el manual provee las siguientes instrucciones:

- Se elevará la carga de forma vertical, controlando la potencia del helicóptero, e inmediatamente se llevará éste a sustentación traslacional, a ser posible con viento en cara y controlando las oscilaciones de la carga y la velocidad del helicóptero.
- Se evitará virar y maniobrar a plena carga sin sustentación traslacional próximo a tierra sin efecto suelo.
- Si se está, o se vira a viento en cola, se extremarán las precauciones en las maniobras, a fin de evitar que el helicóptero se quede sin sustentación traslacional. La suelta de la carga se hará controlando la potencia del helicóptero, la altura de la carga al suelo y la zona donde se debe apoyar la carga, observando las personas que pudiera haber debajo del helicóptero.
- Se evitará depositar la carga si el piloto no tiene absoluta seguridad de que no hay nadie debajo del helicóptero.

1.11.2. *Medidas adoptadas por el operador*

Con posterioridad al accidente, el operador de la aeronave modificó su Manual de operaciones, en la parte dedicada a carga externa, de forma que se añadió un párrafo que facilita instrucciones más precisas sobre la longitud de las eslingas a utilizar en este

tipo de trabajos, además de recomendar que, en la medida de lo posible, al final de la eslinga se coloque un gancho de apertura eléctrica, accionable desde el interior de cabina, con objeto de facilitar los trabajos y a la vez servir de lastre en los vuelos sin carga o con carga ligera.

2. ANÁLISIS

2.1. Posible secuencia de roturas

En la inspección de los restos de la aeronave se constató que el conjunto del rotor antipar (transmisión de potencia, mando y rotor) presentaba dos zonas de rotura diferentes, localizadas, una en el eje de transmisión de potencia y otra en las palas, que se rompieron en varios fragmentos, que fueron encontrados muy próximos a la cola de la aeronave en el lugar del impacto.

Con respecto al momento en el que se produjeron estas roturas, caben tres hipótesis: que ambas se produjeran durante el vuelo, que una de ellas se produjera en este periodo de tiempo y la otra en el impacto final contra el terreno, y por último que las dos ocurrieran en el impacto final.

Esta última hipótesis queda descartada, ya que, de acuerdo con la información facilitada por el piloto, en el primer impacto ya se produjeron daños en el rotor de cola.

En la inspección de los restos anteriormente aludida, se localizaron todos los fragmentos de la palas a menos de 2 metros del rotor principal, lo que permite afirmar que la rotura de éstas se produjo en el impacto contra el terreno, ya que de no haber sido así, no se habrían encontrado junto a los restos del helicóptero.



Foto 4. Zona de rotura del eje de transmisión de potencia al rotor antipar

A la vista lo anterior, cabe concluir que la rotura del eje de transmisión de potencia al rotor de cola debió producirse en el instante en que el trapecio de sujeción de la carga externa golpeó el rotor antipar. Por ello, el piloto no obtendría respuesta a la acción de pisar los pedales, ya que, aunque se producía el cambio de paso en las palas, su efecto aerodinámico sería nulo debido a que en ese momento el rotor no giraba.

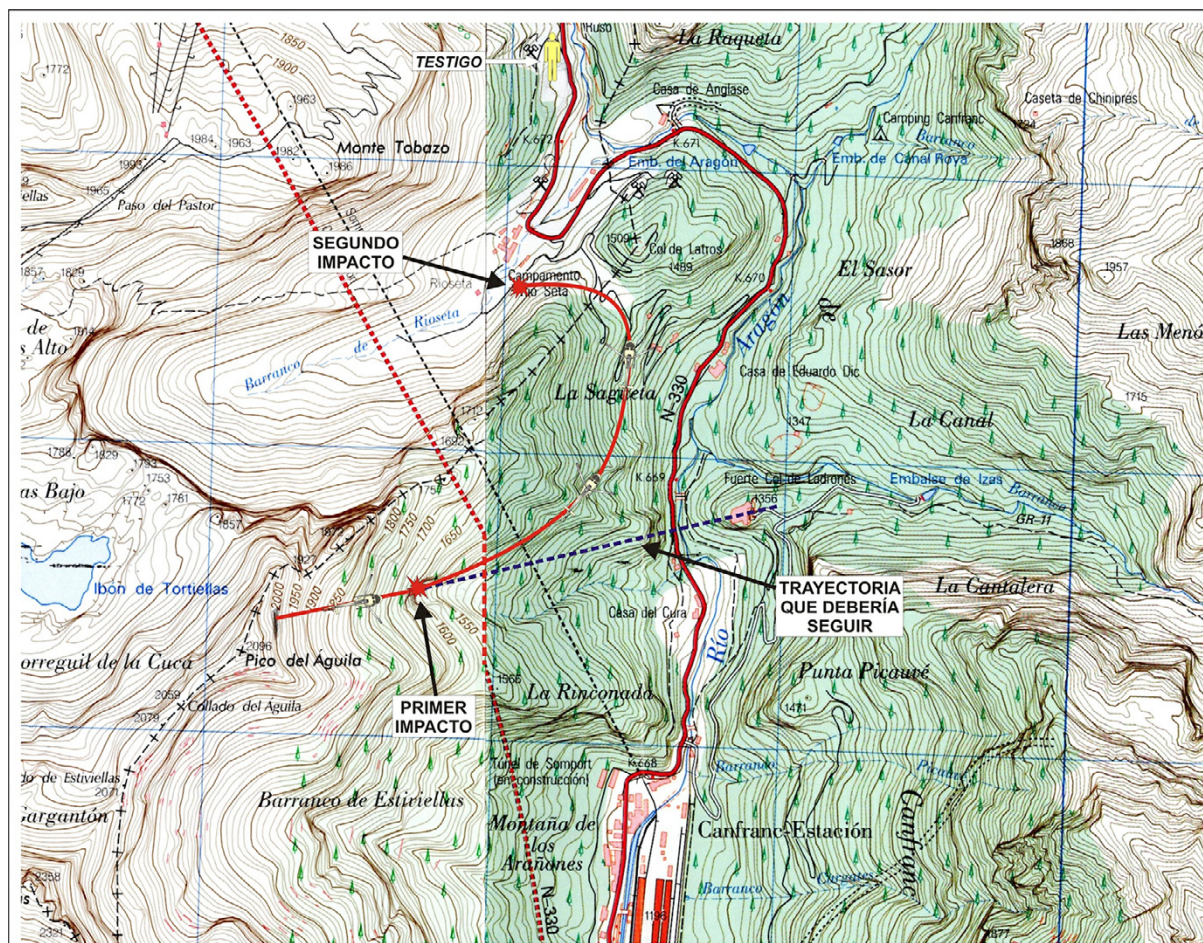


Figura 2. Trayectorias real y planeada de la aeronave

2.2. Análisis de la gestión de la emergencia

La emergencia se produjo en el momento en que el útil colgado en la eslinga impactó contra el rotor de cola. El piloto, según su declaración, no percibió la posible guiñada del helicóptero, tampoco percibió cambio en la actitud del helicóptero y tras las comprobaciones realizadas sobre los controles del rotor de cola, las cuales ya se han descrito, estimó que el fallo posible que afectaba al helicóptero era la pérdida del control del rotor de cola y que el rotor seguía girando y produciendo un empuje igual al existente en el momento del impacto.

El manual de vuelo de la aeronave indica que la pérdida de empuje del rotor de cola se manifiesta por una guiñada a la izquierda, que está en función de la potencia y de la velocidad de la aeronave. De acuerdo con los resultados obtenidos en el vuelo de prueba que se realizó con posterioridad al accidente, en el momento en que tuvo lugar la rotura de la transmisión al rotor de cola, el par que estaba proporcionando el motor debía ser inferior al 10% y la velocidad de la aeronave estaría en torno a 50 kt. En estas

condiciones de vuelo, muy próximas a la autorrotación, la guiñada que se produce cuando se rompe la transmisión del rotor antipar es de tan baja intensidad que el efecto del estabilizador vertical de la aeronave es más que suficiente para contrarrestarla. A causa de ello, cuando este hecho se produjo, no apareció una guiñada.

Si el piloto, en ese instante, hubiera sido consciente del bajo valor de par que estaba proporcionando el motor, y hubiera tenido conocimiento del efecto aerodinámico de los estabilizadores verticales, con toda probabilidad no habría esperado que el helicóptero respondiera con una guiñada fuerte, ante la rotura del eje de transmisión del rotor antipar.

Es cierto, que en las condiciones en las que volaba la aeronave, aunque el piloto hubiera tenido conocimiento de esos aspectos, no disponía de evidencias que le permitieran discernir con claridad cual era el fallo al que se enfrentaba, bien la pérdida de empuje del rotor de cola o la pérdida del control del rotor de cola.

Por otra parte, el piloto a pesar de llegar a la conclusión de que había habido un fallo del mecanismo de control del rotor de cola, no aplicó el procedimiento correspondiente a esta emergencia, puesto que continuó el vuelo en las mismas condiciones, en lugar de fijar la velocidad en 70 kt en vuelo nivelado y comprobar el funcionamiento del sistema hidráulico, como requiere el citado procedimiento.

Sobre este aspecto, conviene resaltar que la aplicación correcta de este procedimiento, requiere que la aeronave pase de volar en unas condiciones de fuerte régimen de descenso y baja velocidad traslacional a vuelo nivelado y velocidad de 70 kt, lo cual, en un escenario orográfico y de vuelo como el descrito, exige una preparación o entrenamiento específico para poder situar al helicóptero en las condiciones de vuelo más óptimas para resolver la emergencia.

Ahora bien, teniendo en cuenta que la realización de trabajos aéreos, y en especial los que se realizan en montaña, se desarrollan usualmente en condiciones de vuelo exigentes, tanto los operadores como los pilotos, deberían ser conscientes de estas circunstancias, y tener previstos de antemano y bien entrenados procedimientos de actuación frente a emergencias.

2.3. Análisis del sistema de trabajo

En los apartados anteriores se ha identificado que el primer elemento causal de este accidente fue el impacto del sistema de sujeción de la carga externa contra el rotor de cola, que probablemente produjo la rotura del eje de transmisión de potencia.

En el impacto con el rotor intervinieron dos factores: el uso de dispositivos de sujeción de longitud suficiente como para que pudieran alcanzar la zona del rotor de cola y la circunstancia de volar con dicho dispositivo sin carga alguna.

Con respecto al primero de ellos, conviene indicar que habitualmente la longitud de los sistemas de suspensión de cargas viene determinada por las características físicas del entorno en el que se ha de realizar el trabajo. Así, por ejemplo, en una actuación en la que haya que depositar una carga en una zona arbolada, se requerirá una eslinga de longitud tal, que permita que la aeronave quede por encima de los árboles.

En el presente accidente, las condiciones, tanto de la zona de carga como de la de descarga, no parece que requirieran dispositivos tan largos como el que se estaba usando.

En cuanto al segundo de los factores apuntados, conviene indicar que podía haberse evitado hacer vuelos sin el mecanismo triangular de carga, aunque para ello sería preciso que el helicóptero estuviera equipado con un gancho de apertura desde cabina, situado al final de la eslinga corta, y se dispusiera de un mayor número de dispositivos de sujeción, ya que de esta forma se podrían haber ido depositando en la montaña, junto con la carga, para bajarlos posteriormente.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

En los primeros instantes de la maniobra de descenso, desde la montaña al fondo del valle, se produjo el impacto del sistema de sujeción de la carga externa contra el rotor de cola de la aeronave, a consecuencia del cual se produjo la rotura del eje de transmisión de potencia al rotor antipar. Este hecho fue propiciado por dos factores: la utilización de un sistema de sujeción de la carga de excesiva longitud y la realización del descenso con el dispositivo de sujeción sin carga alguna.

En ese momento, el helicóptero se encontraba en unas condiciones de vuelo tales, que la pérdida del rotor de cola no se hizo claramente manifiesta, ya que el escaso par motor quedaba contrarrestado por los estabilizadores verticales.

Estas condiciones de vuelo diferían considerablemente de las que tendría el helicóptero en un vuelo estándar.

Por otra parte, ha de tenerse en cuenta que las maniobras de emergencia contenidas en el manual de vuelo de la aeronave, están descritas para situaciones de vuelo en condiciones estándar o próximas a ellas. Asimismo, los entrenamientos recurrentes y las verificaciones de competencia de los pilotos se realizan habitualmente simulando condiciones de vuelo estándar o próximo a ellas. Por eso, resultaría necesario valorar, por parte de los operadores y de los propios pilotos, las condiciones reales del vuelo, incluidas las características orográficas en las que se desarrollan los trabajos aéreos de carga externa con helicópteros y reforzar la preparación y el entrenamiento de la resolución de emergencias en dichas condiciones especiales de vuelo.

A la vista de este caso, parece que no hubo una buena valoración previa de las condiciones en las que previsiblemente volaría la aeronave, y, por lo tanto, ello dificultaba también afrontar la resolución de emergencias con más garantías. El desconocimiento de estas circunstancias pudo impedir al piloto afrontar adecuadamente la emergencia.

3.2. Causas

Se considera que el accidente se produjo probablemente debido a los siguientes dos factores:

- La utilización sin carga, de un dispositivo de sujeción de carga externa de excesiva longitud.
- La inadecuada gestión de la situación de emergencia originada por la rotura de la transmisión del rotor de cola, que posiblemente fue propiciada por no haberse efectuado una valoración previa de las condiciones reales en las que se desarrollaría el vuelo, y no haberse previsto el efecto antipar de los estabilizadores verticales.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 01/08. Se recomienda al operador de la aeronave, Heliswiss Ibérica, S. A., que revise su Manual de Operaciones con objeto de incluir procedimientos operacionales específicos para la ejecución de maniobras especializadas requeridas en el desarrollo de los trabajos aéreos que lleva a cabo la compañía, y de las emergencias esperables durante las mismas.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 23 de marzo de 2006; 13:15 h local
Lugar	Aeródromo de San Luis (Menorca)

AERONAVE

Matrícula	EC-DCG
Tipo y modelo	SOCATA RALLYE 180 T GALERIEN
Explotador	Blimp, S. L.

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-A3A
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	27 años
Licencia	Piloto comercial de avión (CPL(A))
Total horas de vuelo	830 h
Horas de vuelo en el tipo	600 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		2	1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruída
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Vuelo de instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Aproximación

INFORME

Fecha de aprobación	30 de enero de 2008
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave realizaba un vuelo local con origen y destino en el aeropuerto de Menorca (LEMH) y se dirigió al aeródromo de San Luis (LESL) para realizar prácticas de arrastre de cartel. A bordo viajaban tres personas: el piloto al mando y otros dos pilotos que se estaban formando en la actividad de arrastre de cartel. Cuando llevaba a cabo una maniobra de aproximación a la derecha de la pista 20, simulando el enganche de la pancarta, a poca altura sobre el terreno el avión realizó un alabeo a la izquierda y golpeó con el plano izquierdo contra el suelo quedando detenido con el eje longitudinal formando un ángulo de 210° con la dirección de vuelo. Los tres ocupantes resultaron heridos de diversa consideración.



Foto 1. Fotografía del estado de la aeronave

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto al mando, de 27 años de edad, tenía licencia CPL(A), con habilitación de vuelo instrumental (IR), habilitación de instructor de vuelo (FI), habilitación multimotor y habilitación de tipo Beech 90/99/100/200, todas en vigor. Tenía una experiencia de 830 h de vuelo, de las cuales 662 eran como piloto al mando y alrededor de 600 en el tipo. Su experiencia en la actividad de arrastre de cartel era de 80 h.

El tripulante que iba sentado delante a la izquierda, de 26 años de edad, tenía licencia CPL(A) con habilitación para vuelo instrumental (IR) y avión multimotor (SE). Tenía una experiencia de 200 h de vuelo, de las cuales 5 horas eran en el tipo.

El tripulante que iba sentado atrás a la derecha, de 23 años de edad, tenía licencia CPL (A) con habilitación para vuelo instrumental (IR). Tenía una experiencia de 200 h de vuelo, de las cuales 5 horas eran en el tipo.

1.3. Información sobre la aeronave

El avión SOCATA RALLYE 180 T GALERIEN, fabricado en 1978 tenía número de serie 3091 y estaba dotado de un motor LYCOMING O-360-A3A con número de serie L-24331-36A. Tenía un certificado de aeronavegabilidad normal en vigor con validez hasta el 2 de septiembre de 2006.

La velocidad de pérdida se comprobó experimentalmente con otro avión similar, al no venir recogida en el Manual de vuelo, y se sitúa en torno a los 35 kt con flaps abajo, 37 kt con mitad de flaps y 38 sin flaps. La máxima velocidad demostrada de viento cruzado a 90° es 20 kt.

Las dimensiones del avión se pueden ver en la figura 1.

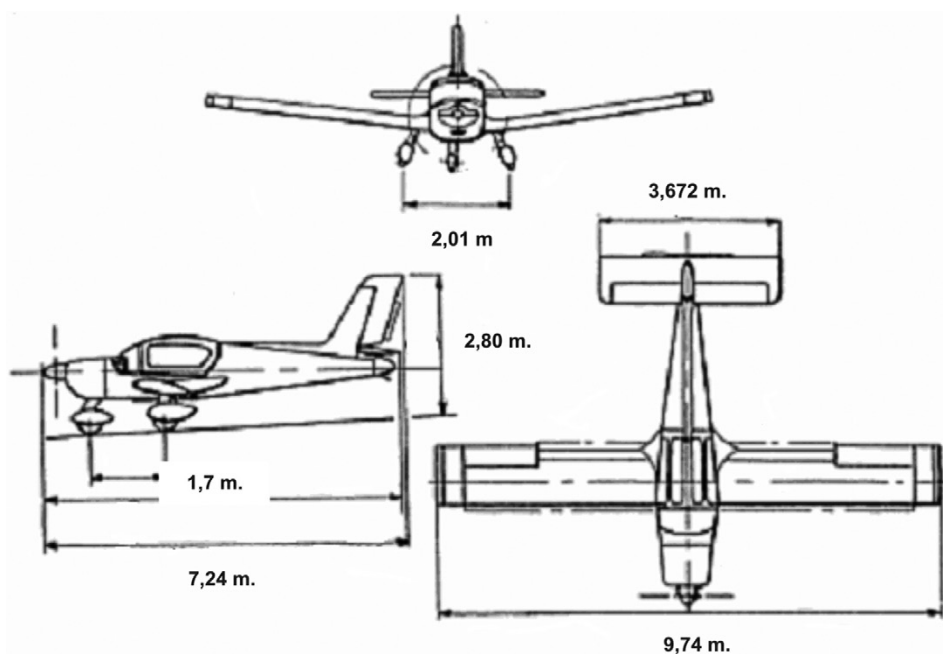


Figura 1. Vistas de la aeronave

1.4. Información sobre el aeródromo

El aeródromo de San Luis (LESL) está situado al sureste de la isla de Menorca. Sus coordenadas son 39° 51' 44" N, 4° 15' 30" E, una altitud de 60 m. MSL y dispone de una pista asfaltada de 1.850 m de longitud cuya designación es 02-20.



Foto 2. Fotografía del aeródromo y punto de impacto

1.5. Declaraciones de los ocupantes

1.5.1. Declaración del piloto al mando

Iba sentado delante a la derecha. Estaban realizando una aproximación y después de una maniobra de motor y al aire perdió el control de alabeo de la aeronave mientras ascendían a una velocidad de 120 km/h aproximadamente. El avión fue inclinándose suave y progresivamente a la izquierda sin dejar de ascender a la velocidad indicada, hasta que a unos 25 m de altura dejó de subir y comenzó a descender hasta tocar el suelo con el plano izquierdo. Dijo que el motor funcionó correctamente en todo momento y al producirse el accidente había unos 55 l de combustible en los depósitos. Comentó que debieron perder el mando de alabeo. A partir de ese momento perdió el conocimiento y no recordaba nada. En su opinión el plano izquierdo había entrado en pérdida y esa fue la causa de una posible pérdida del mando de alabeo. Descartó la influencia de rachas de viento.

1.5.2. Declaración del tripulante que iba sentado delante

Estaban realizando prácticas para el aprendizaje de arrastre de cartel. Habían empezado cuatro días antes y llevaban dos días practicando la recogida de la pancarta. Previamente habían recibido información escrita. Aunque iba sentado delante a la izquierda, no era el piloto a los mandos. Estaban simulando el enganche de la pancarta, pero sin llevar el gancho de arrastre. Iban a 30 o 40 ft sobre el terreno y a una velocidad de 110 km/h. Cuando llegaron a la altura de las pértigas que sujetaban el cable, aceleraron el avión y éste comenzó un ascenso normal. Al cabo de 2 sg empezó a caer el plano izquierdo, y en ese momento intentaron contrarrestar la caída del plano moviendo el mando de alabeo hacia a la derecha sin conseguir nivelar el avión. Mientras, la aeronave siguió cayendo hacia la izquierda, pero no pudo precisar cual fue el grado de alabeo que alcanzó. No pensaba que el accidente se debiera a una ráfaga de viento. Llevaba puesto

el cinturón de seguridad y después del impactó no tocó ninguna de las palancas del avión.

1.5.3. *Declaración del ocupante que iba sentado atrás*

Iba sentado atrás en el lado derecho y llevaba el cinturón de seguridad abrochado. Al contratar el curso les habían entregado un libro de teoría. Habían empezado el curso cuatro días antes y habían practicado varias maniobras: vuelo lento, motor al aire y aproximación entre las pértigas que sujetan el cable de arrastre. Recordaba que el viento incidía desde la derecha de la pista 20. Sobre las 11:30 hora local recabaron información meteorológica del AFIS y no notó que el viento cambiase a lo largo de la mañana ni se fijó en la manga. Pasaron la pértiga a unos 10 m de altura sobre el suelo y al acelerar empezaron a ascender y el avión comenzó a alabear a la izquierda de forma suave hasta casi alcanzar los 90° de inclinación. Después el avión comenzó a caer.

1.5.4. *Declaraciones de testigos en tierra*

Se entrevistó a dos testigos que se hallaban en el hangar y en la plataforma respectivamente, y ambos coincidieron en señalar que el avión iba a poca altura sobre el suelo, con bastante poca velocidad y que se aproximaba con un ligero movimiento de alabeo a ambos lados. Dijeron también que en un momento determinado bajó el plano izquierdo y tocó en el suelo.

1.6. Información meteorológica

La información de los testigos en el momento del accidente revela que el viento incidía casi transversal a la pista 20 con una velocidad que en algún momento llegó a los 20 kt. La información METAR/SPECI del Aeropuerto de Menorca (LEMH) (cercano al Aeródromo de San Luis) desde las 11:30 UTC hasta las 13:00 UTC era la siguiente:

Hora UTC	METAR
11:30	METAR LEMH 231130Z 27014KT 240V300 CAVOK 9999 FEW30 16/08 Q1012
12:00	METAR LEMH 231200Z 24010KT CAVOK 16/09 Q1012
12:30	METAR LEMH 231230Z 24010KT 210V280 CAVOK 16/06 Q1012
13:00	METAR LEMH 231300Z 23009KT 190V280 CAVOK 9999 FEW30 16/09 Q1012

Los METAR indican que a la hora del accidente, las 12:15 hora UTC, el viento tenía una dirección en torno a los 240° y una intensidad de alrededor de 10 kt, aunque variando en dirección entre los 210° y los 280°, no había problemas de visibilidad y la temperatura estaba en torno a los 16 °C.

1.7. Inspección posterior al incidente

Durante la inspección posterior al accidente se constató que:

- La calefacción al carburador estaba quitada.
- La mezcla seleccionada era rica.
- La palanca de mando de gases estaba en su posición de máxima potencia.
- Los flaps estaban desplegados algo más de la mitad.
- El mando del compensador estaba 1/4 adelante, pero la aleta estaba hacia abajo, es decir, en posición de encabritado.
- No estaba puesto el cable para el enganche del arrastre.
- Los cinturones de seguridad eran de cintura y estaban en buen estado.
- Existía mando de alabeo en el plano derecho.
- El timón de profundidad tenía continuidad de mando.
- El timón de dirección estaba bloqueado, pero mantenía la continuidad.
- El plano izquierdo estaba roto y girado hacia la izquierda.
- Había un pliegue a compresión en el lado izquierdo del fuselaje.
- Había una pequeña deformación a compresión en el lado izquierdo del estabilizador vertical y en el timón de dirección.
- El eje longitudinal del motor estaba desplazado hacia la izquierda respecto del eje longitudinal del avión.
- Respecto a las huellas sobre el terreno, como se puede ver en el croquis de la figura 2, junto al borde marginal del plano izquierdo había una marca del impacto y a continuación quedaba el fuselaje que dejó una huella en el terreno al rotar sobre si mismo un ángulo de alrededor de 120°, para quedar finalmente con el morro orientado hacia el norte.

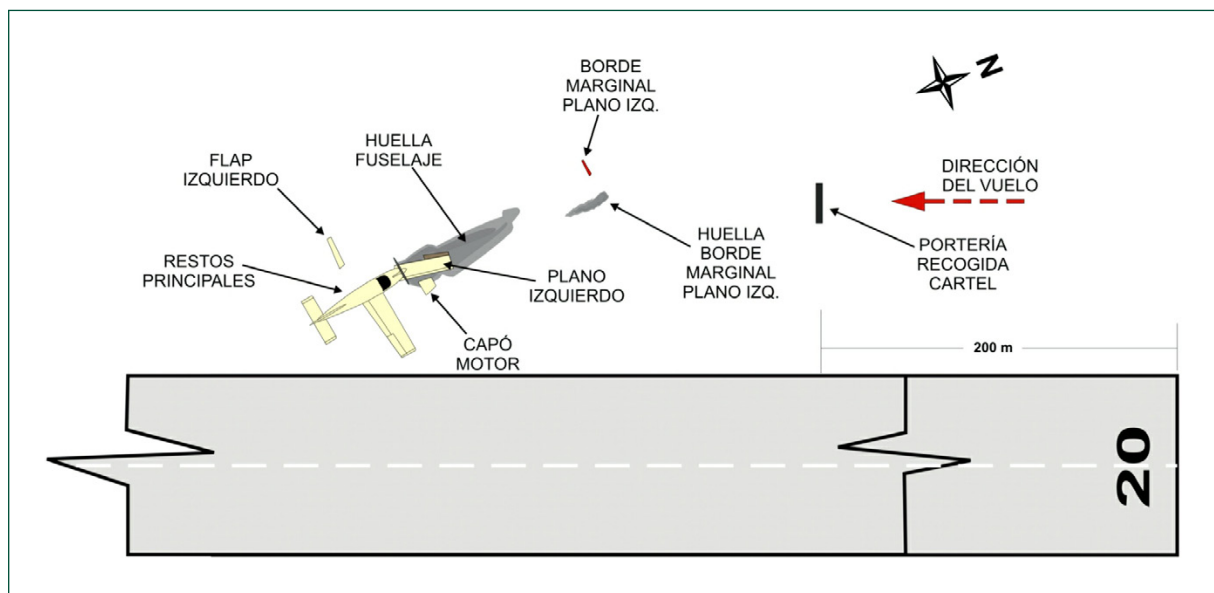


Figura 2. Croquis de dispersión de los restos

- La portería estaba situada a 21 m del borde de pista y la distancia desde ella hasta el borde marginal del plano izquierdo (que fue el primer punto que tocó el suelo) en la dirección de la pista era de 57 m.
- La huella de impacto del fuselaje estaba 5 m más adelante en la misma dirección, y 12 m después estaba el avión.
- La cola del avión quedó a 4 m de distancia del borde de pista.

1.8. Información sobre la actividad de arrastre de cartel

1.8.1. Regulación de la operación

No existe regulación específica sobre la actividad de arrastre de cartel, motivo por el cual ya se demandó en la REC 11/05 emitida por la CIAIAC como resultado del informe A-50/2001.

1.8.2. Regulación de la instrucción

Según constaba en la documentación aportada por el operador, con fecha de 7 de abril de 2005, la DGAC le comunicaba que procedía su registro como Escuela de Formación de Pilotos Privados de Avión en aplicación de la normativa vigente, y le informaba que el curso de «arrastre de pancartas» no está tipificado en el ámbito de la formación de pilotos privados.

La instrucción en la actividad de arrastre de cartel no está comprendida dentro del ámbito de la formación de pilotos y no existe por tanto ninguna habilitación al respecto. Sin embargo existe la «Resolución de la DGAC de 5 de julio de 2002, por la que se establecen procedimientos operativos específicos para operaciones de trabajos aéreos y agroforestales» que en su ANEXO 1.B. 4 dice: «... que en las actividades de trabajos aéreos, entre las que está incluida la de arrastre de cartel, corresponde a los operadores procurar un entrenamiento recurrente de sus pilotos dirigido por un instructor de vuelo o por un piloto con experiencia superior a 500 horas en la operación de la que se trate». En el ANEXO 2.6, indica que: «El contenido de los cursos de entrenamiento de diferencias y recurrente debe de venir recogido en el Manual de Operaciones».

1.9. Información en el manual de operaciones del operador

En lo que se refiere al entrenamiento, el manual de operaciones del operador, en la parte A, puntos 2.14, 2.15 y 2.20, habla de los pilotos en prácticas, entrenamiento recurrente y verificaciones, y registros de entrenamiento respectivamente, pero no se ha podido verificar que incluya una parte con el contenido de los cursos de diferencias y recurrente.

En lo que se refiere a la operación, en el manual de operaciones del operador, parte B punto 2.2.1, se fija el tamaño máximo de la pancarta como de 4 m de altura y 12 m de longitud. También se fijan las limitaciones por viento (sin especificar que tipo de viento), sin que en ningún caso se puedan rebasar. Son estas:

- Viento máximo de 20 kt en remolques de hasta 30 letras.
- Viento máximo de hasta 25 kt en pancartas estándar de 4 m x 25 m.

2. ANÁLISIS

2.1. Aspectos sobre la regulación de la formación

Durante el transcurso de la investigación se constató que la formación de los pilotos en lo que concierne a la actividad de arrastre de cartel, como una de las modalidades de los trabajos aéreos, solamente está regulada en el marco de actuación de los operadores.

No está establecida tampoco una habilitación específica al respecto que acredite una formación de los pilotos previa al ejercicio de la actividad para un operador.

Por tanto, la actividad que se estaba realizando con la aeronave no incumplía ninguna normativa, puesto que no existe ninguna regulación al respecto. Si los pilotos que estaban recibiendo el curso hubieran estado contratados por la compañía, el manual de operaciones debería haber incluido una parte dedicada al contenido de los cursos de formación y éstos haber sido impartidos por un instructor, condición que existía en este caso, o por un piloto con más de 500 h de experiencia en la actividad. Estando, en general no regulada la operación de arrastre de cartel, por lo cual ya fue emitida la REC 11/05, sería preciso abordar también los requisitos que deben comprender el entrenamiento y formación de los pilotos, por lo que se emite una recomendación en este sentido.

2.2. Aspectos operacionales

Tanto la posición de las palancas de gases (máxima potencia) y mezcla (rica) como la posición del compensador del timón de profundidad (aleta hacia abajo) indican que en el instante del accidente la aeronave tenía una configuración apropiada para el ascenso.

No se encontraron evidencias que demostraran que el mando de alabeo hubiera fallado, ya que en el plano derecho había continuidad en el cable y mando sobre el alerón, y en el plano izquierdo se había perdido el mando sobre el alerón como consecuencia del impacto y posterior desprendimiento del plano y la falta de continuidad se debía a la rotura del cable por el golpe.

La información METAR disponible señala que en el momento del accidente el viento probablemente incidía sobre el avión por la derecha con un ángulo de 40° de media, llegando en ocasiones hasta los 80° y con una velocidad media de 10 kt. Esta situación es compatible con los testimonios de los testigos que afirmaron que en el momento del accidente el viento incidía por la derecha de la pista 20 con una componente de casi 90° respecto al eje de pista, y con una velocidad que en algún momento llegó a los 20 kt. Los ocupantes del avión afirmaron que volaban a una altura aproximada de 10 m sobre el terreno y con una velocidad en torno a los 115 km/h (62 kt).

El viento cruzado, al incidir sobre el estabilizador vertical, tendería a orientar el morro hacia la dirección en la que soplaban el viento (barlovento), y además a levantar el plano de barlovento produciendo un alabeo a la izquierda. Este último efecto se denomina «efecto diedro» y se corrige fundamentalmente con timón de dirección. En el caso de tener viento lateral variable y estando cerca del suelo, es difícil corregirlo y controlarlo. La distancia desde la posición de la portería hasta el primer punto de contacto contra el suelo (57 m) no parece suficiente para que diera tiempo al avión a ascender y posteriormente descender significativamente. La posición de las palancas de vuelo sí indicaban una configuración propia del ascenso, por lo que es muy probable que en un primer momento el avión iniciara un descenso, a continuación quedara a muy poca distancia del suelo nivelado y posteriormente intentara iniciar el ascenso, pero la acción del viento cruzado le produjo un alabeo a la izquierda que no fue posible contrarrestar antes de que el ala impactase con el terreno.

3. CONCLUSIONES

Se considera que la causa del accidente fue la realización de una aproximación a una altura menor que la mitad de la envergadura bajo la incidencia de viento cruzado, el cual indujo un alabeo a la izquierda que provocó el impacto del plano izquierdo contra el suelo. Es probable que la actividad de instrucción para la recogida de cartel que se estaba realizando contribuyera a disminuir la atención que requiere la maniobra de aproximación con viento cruzado, la cual exige al piloto la máxima concentración por ser necesario aplicar una técnica alternativa al aterrizaje convencional para contrarrestar la acción del viento.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 05/08. Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) que desarrolle una regulación específica sobre la formación de los pilotos en las operaciones de arrastre de cartel mediante la cual se establezcan criterios homogéneos de instrucción en lo referente a los conocimientos teóricos que se tienen que impartir y a las maniobras que se deben practicar.

La DGAC ha aceptado esta recomendación, informando que a modo de prevención, y en tanto se elabora una norma al respecto, se ha instado a las compañías con autorización para publicidad y arrastre de cartel a que incluyan en el apartado D de su Manual de Operaciones un curso de entrenamiento teórico-práctico para los pilotos, así como registros de entrenamientos recurrentes para estas tripulaciones. Con objeto de estandarizar dichos cursos y los materiales a utilizar en todas las compañías que realizan esta actividad, la DGAC ha propuesto un sílabus de curso teórico-práctico a desarrollar por los operadores.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 19 de abril de 2006; 12:15 h local
Lugar	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-ICH
Tipo y modelo	PIPER PA-34-200T
Explotador	Aeromadrid

Motores

Tipo y modelo	CONTINENTAL (L)TSIO-360-EB3B
Número	2

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	39 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	4.200 h
Horas de vuelo en el tipo	1.000 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Vuelo de instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Aterrizaje – Carrera de aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	30 de enero de 2008
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave despegó a las 11:00 h local del Aeropuerto de Cuatro Vientos para realizar un vuelo local de instrucción con un instructor y un alumno piloto a bordo. Al regresar y bajar el tren se apercebieron de que la pata de morro no daba indicación de abajo y bloqueada.

Abandonaron el circuito del aeropuerto para proceder a nuevos intentos de bajar el tren y tras realizar varias pruebas tanto por el procedimiento normal como finalmente por el de emergencia sin resultado positivo regresaron al aeropuerto donde realizaron un circuito para que desde la torre (TWR) se pudiera comprobar la posición del tren. Desde la torre se informó a la tripulación de que la pata de morro estaba plegada y que sus compuertas apenas estaban abiertas.

Tras declarar emergencia, la tripulación procedió a realizar el aterrizaje sobre las patas principales en la pista 28 de tierra.

Los dos ocupantes resultaron ilesos y pudieron abandonar la aeronave por sus propios medios sin ninguna incidencia adicional.

La aeronave sufrió daños en ambos motores y hélices y en la parte delantera inferior del fuselaje, incluyendo las compuertas del tren de morro y su mecanismo de actuación.

En el momento del suceso la aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad en vigor (había sido prorrogado por un mes) y de acuerdo con la documentación consultada era mantenida según su programa de mantenimiento autorizado. Concretamente se verificó que estaban incorporadas las Directivas de Aeronavegabilidad y boletines de servicio de fabricante aplicables al tren de morro.

1.2. Inspección de la aeronave

Con la aeronave situada en el punto en el que se detuvo tras el aterrizaje se procedió a levantar el morro y tras separar manualmente las compuertas (sin soltar las varillas que las actúan) la pata de morro bajó y se bloqueó correctamente. Las patas principales estaban abajo y bloqueadas correctamente.

Las compuertas mostraban aspecto de haber llegado al suelo prácticamente cerradas (sin que asomase la rueda) y las varillas de actuación estaban ligeramente dobladas pero sin daños en los extremos por donde se articulan con las compuertas y el resto de su mecanismo y con las bisagras (de tipo continuo en esta aeronave), en aparente buen estado. No se encontró ningún indicio de fallo del circuito hidráulico de actuación, el nivel de fluido hidráulico era correcto y no se observaron fugas.

Con posterioridad se realizaron diversos ciclos de actuación del tren (sin las compuertas) y todo funcionó correctamente.

1.3. Ensayos e investigaciones

1.3.1. *Información sobre tareas de mantenimiento programado*

La inspección de 50 h en esta aeronave incluía (en lo que respecta al tren) la verificación de los amortiguadores (comprobación del nivel de líquido hidráulico y de presión del gas), la comprobación de la presión de los neumáticos y el engrasado de los puntos indicados en la «carta de engrase». La «carta de engrase» establecía 14 puntos para el tren de morro, de los cuales 13 debían engrasarse con una periodicidad de 100 h y solamente el punto correspondiente al lugar por el cual se realiza el relleno del amortiguador se engrasaba con una periodicidad que dependía de su estado (on condition) y dado que estaba relacionado con el servicio del amortiguador es probable que su engrase se llevara a cabo en las revisiones de 50 h o incluso más a menudo.

La última revisión de 50 h se había efectuado el día 17 de abril de 2006, cuando la aeronave tenía 6.766 h de vuelo. Desde entonces la aeronave sólo había efectuado el vuelo del incidente.

La inspección de 100 h incluía (entre otros muchos puntos) la realización de ciclos de retracción y extensión. La comprobación de las compuertas suponía verificar su estado de sujeción y comprobar las holguras que debían dejar tanto cerradas como con la pata en movimiento.

La última revisión de 100 h se había efectuado el día 17 de marzo de 2006, cuando la aeronave contaba con 6.719 h de vuelo. Tras esta revisión se realizó un vuelo de prueba de 20 minutos de duración. Desde entonces la aeronave había efectuado 29 vuelos (incluido el del incidente) con un total de 44 h y 55 aterrizajes sin que se reportasen incidencias en el funcionamiento del tren.

En los 7 días anteriores la aeronave había realizado sólo dos (2) vuelos con un total de 2 horas y 50 minutos de tiempo de vuelo y dos (2) aterrizajes.

1.3.2. *Información sobre el funcionamiento del tren (normal y emergencia)*

La extensión y la recogida del tren se efectúan por medio de unos actuadores hidráulicos. La presión para mover los mismos se obtiene mediante una bomba hidráulica reversible movida por un motor eléctrico. Los tres actuadores reciben presión a la vez sin que haya elementos en el circuito cuyo fallo afecte a un solo actuador, exceptuando el fallo del propio actuador.

Las patas se mantienen recogidas por la acción continua de los actuadores sin que haya ningún mecanismo adicional de bloqueo arriba. En la posición de extendido si que hay mecanismos de sobrecentro y ganchos asegurados con muelles (el sistema varía entre la pata de morro y las principales) que mantienen bloqueadas las patas en esa posición hasta que los actuadores comienzan a recoger el tren.

La extensión del tren en emergencia consiste en actuar una válvula que libera la presión del circuito hidráulico permitiendo la extensión y bloqueo del tren por gravedad con la ayuda de la corriente de aire.

El tren de morro dispone de dos compuertas con bisagra continua a lo largo de toda su longitud y movidas por un mecanismo de ejes y varillas relativamente complejo. Este mecanismo es accionado por la propia pata de morro en su movimiento de retracción y extensión. Cuando la pata de morro sube, llega un momento en que hace contacto con una pieza del mecanismo de las compuertas y la arrastra. Durante este movimiento de arrastre las compuertas se cierran y se carga un muelle que servirá para abrirlas cuando la pata empiece a bajar. Cuando la pata llega a su tope de subida las compuertas están cerradas con las holguras establecidas en los manuales de la aeronave y se mantienen cerradas por la acción de la propia pata sobre el mecanismo de las mismas, no habiendo ningún dispositivo adicional de bloqueo de las compuertas. Cuando la pata inicia su movimiento de descenso, deja de actuar sobre el mecanismo de las compuertas y éste es movido por el muelle previamente cargado hasta que las compuertas se abren.

2 ANÁLISIS

De las observaciones efectuadas desde la torre de control del aeropuerto y de los daños observados en las compuertas se puede establecer que estas últimas estaban cerradas en el momento del incidente.

De la descripción del modo de funcionamiento del tren se desprende que los mecanismos del movimiento de la pata y de las compuertas son prácticamente independientes.

Se puede considerar que la bomba hidráulica, el motor eléctrico que la mueve y los elementos del circuito hidráulico funcionaban correctamente dado que las patas principales bajaron y bloquearon sin problemas y además no se encontraron indicios de fallo en los mismos.

Cuando se abrieron las compuertas manualmente tras el incidente la pata de morro cayó y blocó confirmando que el sistema de emergencia funcionaba y que tampoco había problemas en el mecanismo de la pata sin considerar las compuertas.

De todo lo anterior se deduce que el problema estaba exclusivamente en el bloqueo de las compuertas.

Aunque el muelle no tenga la suficiente fuerza como para abrir las compuertas el peso de la pata sería suficiente para abrirlas si solo estuvieran ligeramente bloqueadas, sobre todo si la tripulación hubiera decidido reforzar este efecto con alguna maniobra brusca.

Aunque los daños sufridos por las compuertas y su mecanismo no eran demasiado importantes en apariencia y no se apreciaban fallos evidentes, se considera que se habían alterado las condiciones que existían antes del impacto con el suelo de forma suficiente como para no poder determinar el estado de las compuertas y su mecanismo antes del incidente y por tanto la causa del bloqueo.

3. CONCLUSIONES

Se considera que la causa del incidente fue el bloqueo de las compuertas de la pata de morro por causas que no se han podido concretar.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
A-050/2005	17-08-2005	LV-ALN	Eurocopter AS 350 B3 "Ecureuil"	Lobios (Ourense)	53
A-060/2005	06-10-2005	EC-ILD	Eurocopter AS 350 B2	Collado La Segueta-Rioseta in Canfranc (Huesca)	67

Foreword

This report is a technical document that reflects the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances of the accident and its causes and consequences.

In accordance with the provisions of Law 21/2003 and pursuant to Annex 13 of the International Civil Aviation Convention, the investigation is of exclusively a technical nature, and its objective is not the assignment of blame or liability. The investigation was carried out without having necessarily used legal evidence procedures and with no other basic aim than preventing future accidents.

Consequently, any use of this report for purposes other than that of preventing future accidents may lead to erroneous conclusions or interpretations.

This report was originally issued in Spanish. This English translation is provided for information purposes only.

Abbreviations

00°	Degrees
AGL	Above ground level
BEA	Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile
BOE	Boletín Oficial del Estado
DGAC	Dirección General de Aviación Civil (Civil Aviation Authority)
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
ft	Feet
h	Hour(s)
IAS	Indicated airspeed
kg	Kilogram(s)
kt	Knot(s)
m	Meter(s)
MTOW	Maximum take-off weight
RPM	Revolutions per minute
TQ	Torque
VEMD	Vehicle and Engine Multifunction Display
VFR	Visual Flight Rules
VFR-HJ	Visual Flight Rules Day Time
VNE	Never exceed speed

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Wednesday, 17 August 2005; 19:45 local time
Site	Lobios (Ourense)

AIRCRAFT

Registration	LV-ALN
Type and model	EUROCOPTER AS 350 B3 "Ecureuil"
Operator	Helicopters A.R., S. A.

Engines

Type and model	TURBOMECA ARRIEL 2B
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	42 years
Licence	Commercial Pilot Helicopter
Total flight hours	6,200 h
Flight hours on the type	200 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Major
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Aerial work – Commercial – Fire fighting
Phase of flight	Loading water in the bambi bucket

REPORT

Date of approval	30 January 2008
------------------	-----------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On 17 August 2005 at 12:46, helicopter LV-ALN took off from the base at Toen (Ourense) en route to a fire that had been declared in the area of Emtrimo. It returned to base to refuel at 14:40 and took off again at 15:40 to resume firefighting operations.

Later, at 17:40, it landed at the base in Sures to refuel, taking off at 18:30 to proceed once more to the area of the fire with 371 liters of fuel in its tank.

After 1 hour and 15 minutes in the air, the pilot initiated an approach to the reservoir of Lindoso, near Lantemil, to take on water. He reduced his descent and translational speed to an indicated airspeed of between 25 and 30 kt. Visibility was good, with a light wind of 0 to 10 kt.

It was then that the pilot noticed the engine chip indicator flashing, so he aborted the approach and pulled back on the collective, which actuated the low rotor RPM warning horn. The nose of the helicopter started turning to the left just as the pilot felt a loss of lift. He proceeded to a nearby field to land and released the contents of the water tank.



Photograph 1. Condition of the helicopter after the event

The tail and right skids contacted the ground first. One of the main rotor blades sheared off part of the tail cone and the helicopter turned over on its left side. There was no fire following the impact.

After shutting off the ignition, fuel and battery, the pilot was able to exit the helicopter by sliding out the top. He made his way through the rough until he reached a spot near the reservoir that was clear of the danger.

The aircraft suffered significant damage to its fuselage, landing gear and dynamic components, namely the main and tail rotors and transmissions.

The crash site, situated uphill from the reservoir, was steep and difficult to reach, with a slope of some 40°, covered by thickets of considerable height and a surface made irregular by the rocky terrain.

1.2. Personnel information

The 42-year-old pilot had 6,200 flying hours, a commercial helicopter pilot license valid until 30 April 2006 and authorization from Spain's Civil Aviation Authority to conduct forestry operations.

The operator's mechanics charged with maintaining the helicopter were properly licensed and qualified.

1.3. Aircraft information

1.3.1. *Aircraft history*

The helicopter, a Eurocopter AS 350-B3, serial number 3652, was manufactured in December of 2002.

Until December of 2003 the aircraft had been in the Chilean registry under registration CL-PPA, where it totaled 238.7 flying hours. The M01 module in its Arriel 2B engine had to be replaced at the 75.8 hour mark. It was eventually repaired and reinstalled.

In December of 2003, following a change in its registration to CL-CLZ, it was registered in Argentina as LV-ALN in the name of its current operator, Helicopters A.R., S. A.

At the end of June, 2005, with 703.7 flying hours, it was transferred to Spain under a wet lease agreement with Spanish operator Coyotair to aid in its forest firefighting

campaign. It remained in the areas of San Martin de Valdeiglesias and Morata de Tajuña in the province of Madrid until 14 August 2005, at which time it was relocated to the base of Toen, in Ourense, with 753.5 flying hours.

1.3.2. *Maintenance records*

1.3.2.1. Airframe

Total flying hours at the time of the accident: 771.9

The maintenance records show that all scheduled checks had been performed. There were no entries made in aircraft or flight logs concerning the appearance of engine chip warnings in the engine's oil system.

1.3.2.2. Engine

The Arriel 2B engine, serial number 22349, was manufactured and placed into service in December of 2002.

Early in its operational life, it was necessary to replace the M01 module, serial number 834, at the 75.8 operating hour mark due to a power supply problem. Another module, serial number 754, was installed in its place on 4 April 2003. Once the original module was repaired it was reinstalled on 13 August 2003 with 134.4 operating hours on the helicopter.

From the 134.4 operating-hour mark until the 771.9 hour mark, when the accident took place, there is no record in the engine logs of any main engine components being replaced or repaired.

At the 704 operating-hour mark, coinciding with its arrival in Spain and prior to starting the firefighting campaign, two manufacturer modifications, TU-122 and TU-100, were implemented. The modifications consisted of replacing the engine's drive shaft and coupling housing, which affected modules M01 and M05.

The engine's maintenance records indicated the completion of the scheduled maintenance. There were no entries concerning the appearance of particles in the engine chip detectors. A maintenance work order dated 7 August 2005, with 741.9 flying hours on the aircraft, had the following note: "Oil samples taken following the appearance of particles in the M01 chip detector." Another work

order dated 15 August 2005, with 759.5 flying hours, stated: "Particles in Magnetic Plug M01."

The following table lists all relevant information on the findings, incidents and actions related to the engine oil system following the implementation of the aforementioned modifications, TU-122 and TU-100:

Date	Total hours	Indication/Fault	Correction/Action	Observations
30-06-05	704	Arrival of helicopter to Spain.	TU-122 and TU-100 implemented.	Drive shaft and coupling housing replaced.
Unknown		Very fine powder in the Magnetic Plug of Module M01.	Continued operating	Helicopter AR does not have the powder analyzed.
07-08-05	741.9	Engine chip warning illuminates and particles found in the magnetic plug of Module M01. 15-hr inspection performed and oil sample taken.	Particles and oil sent to laboratory for analysis.	Oil analyzed but not the particles since some laboratory facilities were out of service. Sent to the manufacturer's laboratory after the accident.
11-08-05		25- and 50-hr inspections.		
14-08-05	753.5	Ferry flight to Toen base in Orense province.	Oil filter, oil and gaskets replaced.	Filter sent to Turbomeca on 31-08-05 following the accident.
15-08-05	759.5	Engine chip warning light illuminates and particles found in the magnetic plug of Module M01.		Particle sent to Turbomeca on 31-08-05 following the accident.
17-08-05	771.9	Engine chip warning light illuminates.	Driven bevel gear fractures.	Engine stoppage in flight.

In summary, on two occasions, 7 and 15 August, both the engine chip warning and the actual presence of particles in the magnetic plug of Module M01 were noted with the aircraft at 741.9 and 759.5 flying hours, respectively. This was indicative of the degradation of some component in Module M01. A very fine powder had appeared previously in this same module, but it was considered unimportant and did not result in any action even though it was the first such indication of any degradation.

An analysis of the particles in the manufacturer's laboratory was carried out following the accident. This analysis revealed no degradation in the gears or shafts, but rather that the chips came from the drive gear thrust bearing.

1.3.3. Description and operation of the Turbomeca Arriel 2B engine

The engine is a dual shaft gas generator free turbine engine equipped with a FADEC (Full Authority Digital Engine Control) consisting of five modules:

- Module M01 Power transmission shaft and accessory gearbox
- Module M02 Axial compressor
- Module M03 Centrifugal compressor, combustion chamber and gas generator turbine
- Module M04 Free turbine
- Module M05 Reduction gearbox

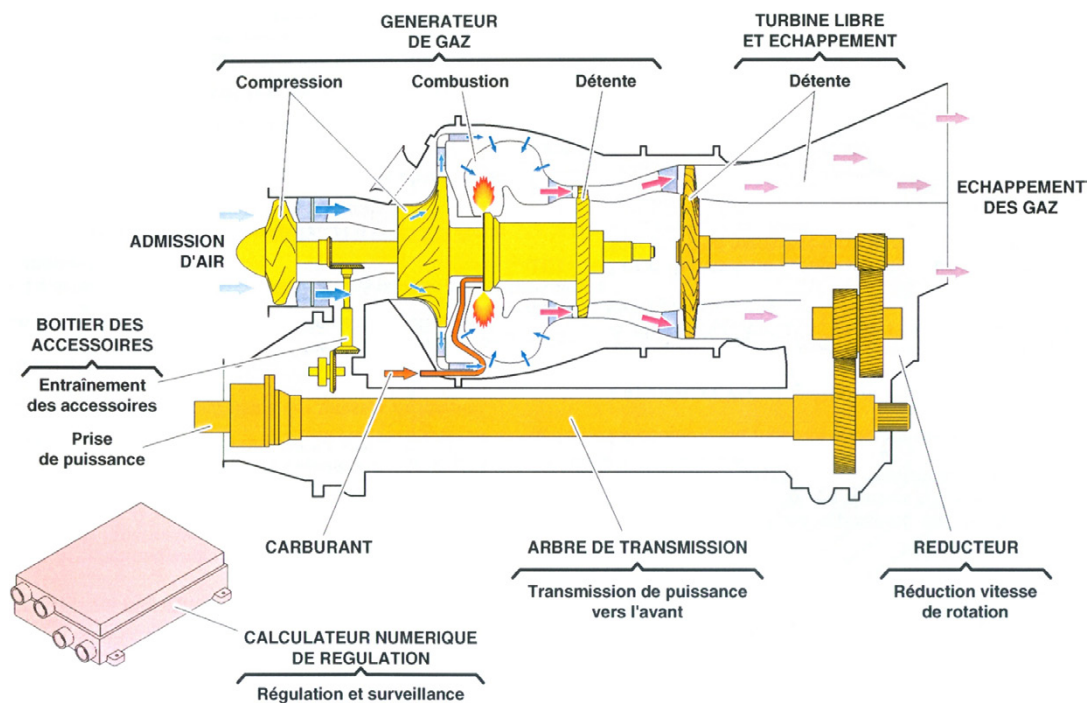


Figure 1. General diagram of the Arriel 2B engine

The engine is started by means of the starter-generator which, powered by an external energy source or by the onboard battery, and connected to the accessory box, initiates the movement of the box's gear assembly and the gas generator shaft via the accessory box's input shaft.

Once the engine is running, the accessory box input shaft transmits the motion of the gas generator shaft to the components connected to the box: fuel pumps, DC generator, oil pumps, alternator and phonic wheel.

The following figure shows the coupling of the gas generator shaft and the accessory box in greater detail.

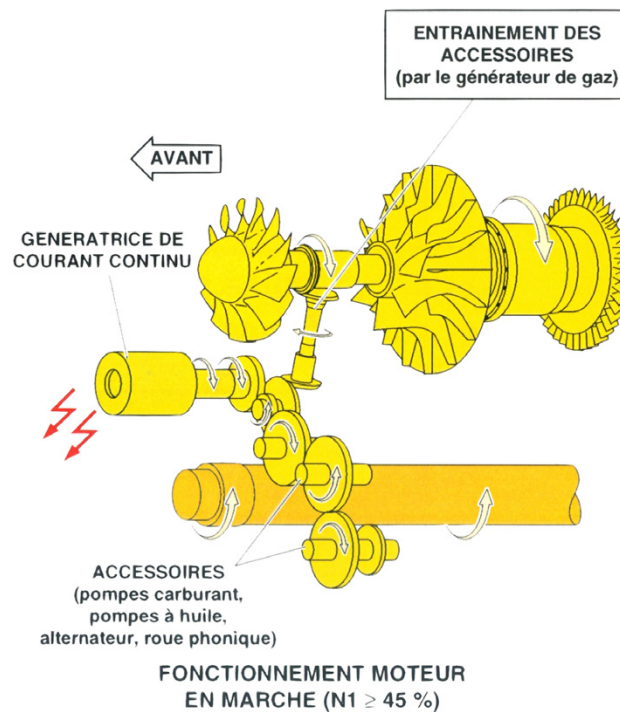


Figure 2. Operation of the engine accessory box (Module M01)

1.3.4. Flight and maintenance procedures

1.3.4.1. Flight Manual procedures

Section 3 of the Flight Manual, Emergency Procedures, states that if the amber "Engine Chip" light on the central warning panel illuminates, the pilot must land as soon as possible. The aircraft is expressly forbidden from taking off again until the instructions in the manufacturer's Maintenance Manual have been carried out.

1.3.4.2. Maintenance procedures

The manufacturer's Maintenance Manual, in its chapter on "Particles in the oil system," indicates:

a) The components where the particles can be found:

1. Mechanical magnetic plugs
2. Electrical magnetic plugs
3. Filter element in the oil system
4. Filter screen

- b) The method for obtaining oil and particle samples, with instructions to send them for analysis to a specialized and approved laboratory should a visual inspection of the particles be inconclusive.
- c) An outline of the actions to take (Decision Table) depending on the type of particles found.

The particles are identified according to the component where they were trapped (filter, screen or magnetic plugs) and to their nature and appearance:

- Rubber, paint, threads, paste or gaskets
- Sand, plant deposits
- Carbon
- Metallic, non-magnetic
- Magnetic, dark
- Magnetic, shiny

In this case the particles were metallic, shiny and magnetic, having been found in the magnetic plug of Module 01. With these data, the actions required by the maintenance manual are to replace modules M01 and M02 before flying the helicopter again, without having to wait for the results from the oil analysis.

1.4. Wreckage and impact information

Two of the main rotor blades were undamaged, and the third had the tip broken off by the impact with the tail cone, which indicates that upon reaching the ground, the rotor was turning at very low RPMs. The indications from the tail rotor blades, which only exhibited bent blade tips, were consistent with this conclusion.

Inside the engine, the shaft of the gas generator rotated freely and neither the free turbine nor the drive shaft were jammed, transmitting motion to the helicopter's main gear box.

The VEMD (Vehicle and Engine Multifunction Display) indicated essentially zero revolutions on the engine's power and gas turbines, as well as a fault in the FADEC (Full Authority Digital Engine Control).

1.5. Tests and research

1.5.1. *Disassembly and visual inspection of the engine*

Once the shrubs were cleared from around the helicopter, the engine was removed from the fuselage. The damage was limited to two impact marks, one on the gas exhaust nozzle and the other on the drive shaft protection tube for Module 01.



Photograph 2. Particles in the chip detectors

The inspection revealed a large quantity of particles obstructing the magnetic plug in Module 01 and only a few particles in the electrical magnetic plug.

The shaft of the compressor-gas turbine assembly was noted to rotate freely, but without transmitting the motion to the accessory box, thus indicative of a connection or continuity problem between the engine shaft and the accessory box.

1.5.2. Detailed analysis of the engine

The engine was sent to the manufacturer's facilities for a detailed inspection and analysis.

Upon opening the engine, it was discovered that the driven bevel gear in Module M01 (see Figure 3), which transmits power from the gas generator to the accessory box, was broken and that its counterpart, the 23-tooth accessory drive bevel gear thrust, was damaged. In addition, the drive gear upper thrust bearing was heavily damaged (see Figure 3). Material was flaking off the shaft, which exhibited excessive

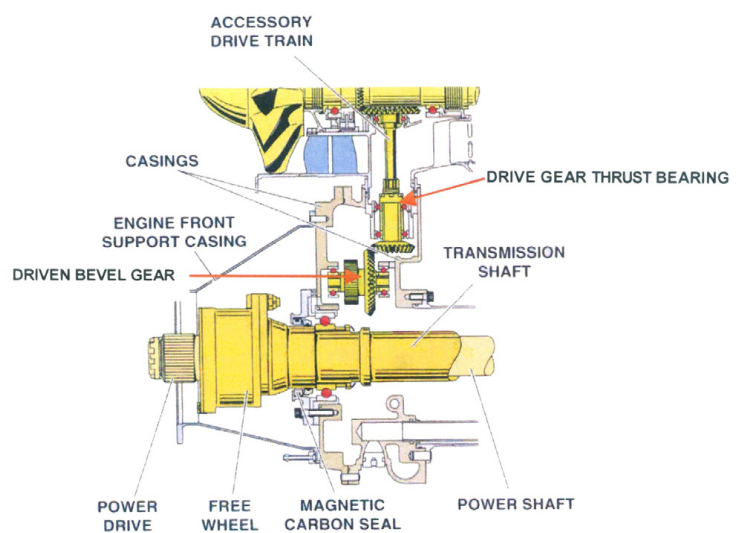


Figure 3. Detail of module 01

axial clearance, much greater than expected. The decoupling between the gas generator and the accessory box interrupted the operation of the fuel pump, and thus to the in-flight stoppage of the engine.

The breakage of the ring gear on the 41-tooth driven bevel gear resulted from the fatigue that started and propagated radially from the edge and base of the gear, on the side with the smaller diameter. The main cause of this fracture was rooted in the degradation of the drive gear upper thrust bearing, which allowed for a gradual increase in axial motion, producing a shift of the contact area between the teeth of the gears which resulted in a secondary bending moment between them. This cyclic overload in the gears' contact area initiated cracks in the base of the teeth. The cracks propagated toward the edges until the gear failed completely.

As stated in Section 1.4.2, subsequent to the accident, the manufacturer's laboratory analyzed and identified the particles collected from the magnetic plug of Module M01 at the 741.9, 753.5 and 759.5 flight hours. All the particles were metallic, magnetic and shiny and matched the material used to manufacture the bearings. No metallic particles from the gears were found. This indicates that all the particles found in the oil in the days leading up to the accident were generated by the degradation of the aforementioned bearing, there being no signs of wear or damage to any gear.

1.5.3. *History of faults in this type of engine*

As for prior faults in this type of engine, the manufacturer was aware of cases of Module 01 bevel gear rupture in Arriel 1 engines, all of them before the 100 operation hours and all involving a faulty installation. Consequently, a modification to the installation procedure was issued, identified as TU302 on Arriel 1 and TU61 on Arriel 2, and training was carried out at authorized centers.

In 2003 an Arriel 2, also with few operating hours, suffered a very similar bevel gear rupture as a consequence of an incorrectly installed washer.

This accident was the second occurrence in an Arriel 2 and differs from the rest in the engine operating time, which in this case exceeded 700 hours. These engines have a 3,000-hour potential operating time before overhaul.

Additionally, the manufacturer noted that they have produced 6,700 units of the various Arriel engine versions with a combined operating time of over 20 million hours.

1.6. **Organizational and management information**

The helicopter was flying during the summer forest firefighting season under a wet lease agreement in which the operator, Helicopters A.R., was charged with maintaining the

aircraft under the supervision/assurance of the leasing company, Coyotair, according to the terms established in the Resolution of 27 May 2003 of the DGAC (BOE 139) concerning the use by Spanish companies of aircraft registered abroad for forest firefighting operations. This Resolution establishes the conditions for temporarily leased aircraft, either wet or dry, as well as the technical requirements that must be met before the approval is granted. Article 4, Section 2 b) of the Resolution states that "aircraft operation must be assured from both an operational and maintenance standpoint." In order to fulfill with this requirement, the leasing company must control and supervise the operator's operational and maintenance systems.

After the initial finding of metallic particles in the magnetic plug on 7 August, the operator's executive management unsuccessfully tried to obtain technical assistance from representatives of the manufacturer regarding the possible need to change out module M1. Due to personnel unavailability owing to vacation time, it was not until 15 August that it was possible to establish a contact between the operator and the manufacturer to inform the latter of the problem and to address it appropriately.

Over the course of the investigation into this event, it was noted that technical decisions involving the helicopter's operational and maintenance issues were made at the operator's executive management level.

2. ANALYSIS

2.1. Engine failure mechanism and background

The cause of the in-flight engine stoppage became obvious upon opening the engine, specifically Module M01, and observing the breakage of the 41-tooth driven bevel gear and its damaged counterpart, the 23-tooth accessory drive bevel gear thrust, which led to a decoupling of the gas generator and the accessory box, thus rendering the fuel pump inoperable. This was consistent with the events surrounding the accident. This evidence confirmed that the engine chip warnings, which could have resulted in decisive actions being taken, were a precursor to the engine failure.

The damage and fracture of the gears resulted from the massive degradation of the drive gear thrust bearing, which allowed for increased axial movement. A subsequent laboratory analysis of the particles collected in the engine oil after the initial warnings in the days prior to the accident confirmed that the process started with the degradation of the bearing.

The bearing degradation took place as a result of the application of a strong axial load, possibly due to an installation defect or to some abnormality in the operation of the component. The information gathered from the engine analysis, however, did not allow for a definitive conclusion in this regard.

- No misadjustments were detected which could be assumed as the result of non-conformities during the gears assembly.
- There were no signs of wear in the grooves of the accessory drive bevel gear thrust's 23 teeth.
- The other bearings that make up the assembly were in good condition and appeared to be adequately lubricated.

The most probable hypotheses to account for this type of damage are as follows:

- Shocks to the bearing during assembly.
- Contamination of the bearing during first hours of operation.
- Early fatigue of the bearing under normal operating conditions.

It was not possible to determine if any of these circumstances played a role in this case. The manufacturer is aware of other failures which bear a certain resemblance to that of this accident, but all involved fractures of the drive gear thrust bearing within the first 100 hours of engine operation resulting from faulty installations, and which the manufacturer believed to have addressed by way of design modifications which had been implemented in the accident engine. The same engine had required the replacement and repair of the M01 module due to a power supply fault very early in its life, after 75.8 operating hours. That may have been indicative of deficiencies in the assembly. Given the facts in this case, however, the over 600 hours that elapsed after that module was installed in the engine until it failed make it that much more difficult to identify a problem with an incorrect assembly. Even so, the facts reveal that this type of failure can lead to an almost immediate engine stoppage (in under 5 seconds), requiring an emergency landing. The uncertainty in the cause of the bearing failure and the consequences involved highlight the need to take appropriate measures to prevent a repeat or similar occurrence in another engine of this type. Such measures should be initiated by the manufacturer and should involve a review of design factors that could potentially be implicated in the fault. A safety recommendation is issued in this regard.

2.2. Operating and maintenance conditions under which the helicopter was flying

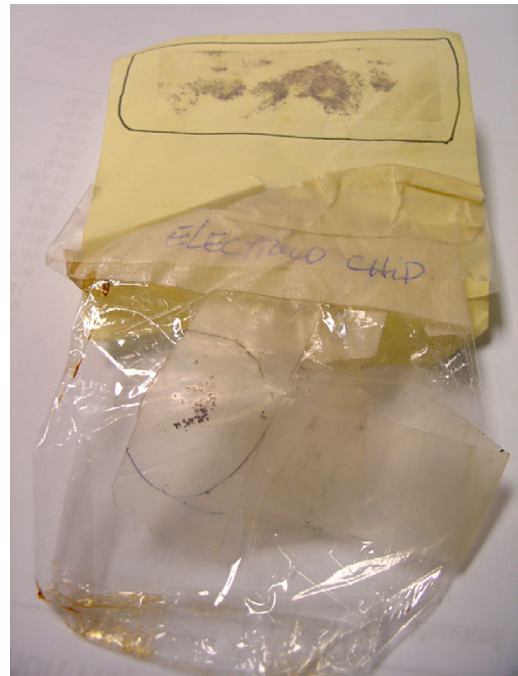
The condition of the particles collected by the magnetic plug of Module 01 following the in-flight warnings appeared before the accident on 7 and 15 August would have required the interruption of helicopter operations in accordance with the requirements of the Flight and Maintenance Manuals. The bright magnetic metallic particles could have been identified without the need for a detailed laboratory analysis.

The actions taken by the operator, sending the oil and particle samples to a laboratory for analysis, requesting off-site technical support from the manufacturer, changing the

oil and filters and periodically checking for the presence of particles, were not conservative enough to avoid the accident. It does not appear that a prior assessment was made by qualified personnel of the type of particles found in the oil before said decisions were taken.

While it appears that the helicopter was correctly maintained, the lack of technical log records (flight, aircraft and engine records) concerning the appearance of chip warnings in the engine's oil system calls into question the existence of proper mechanisms within the operator's structure for maintaining the aircraft's airworthiness.

The operator's ability to confront technical problems without qualified technical personnel on the one hand, and the leasing company's ability to control the operator's maintenance system on the other, are therefore doubtful. All of these deficiencies require the need to issue safety recommendations to be address to the appropriate aviation authority so as to improve the practices at both the operating and the leasing companies.



Photograph 3. Metallic chips collected the 07-08-2005

3. CONCLUSION

3.1. Findings

1. The operation was being carried under the terms of a wet lease agreement in which the operator, Helicopters A.R., was responsible for operating and maintaining the aircraft under the supervision/assurances of the leasing company, Coyotair, according to the conditions established in the Resolution of 27 May 2003 of the DGAC of Spain.
2. The crew and maintenance personnel held valid licenses.
3. Aircraft and engine log books appeared to be in order, but did not reflect the two chip detector warnings or the particles that had collected in the magnetic plugs.
4. The fine metal powder being previously found, the two engine chip warnings and the two occasions on which particles appeared in the magnetic plugs were indicative of the degradation of the affected bearing in Module 01.
5. The procedures in the manufacturer's maintenance manual were not adhered to following the appearance of these anomalies during operation.

3.2. Causes

The cause of the accident was the in-flight failure of the engine due to the breakage of a gear in the module connecting the drive shaft to the accessory box.

Prior to the fault, two warnings had been received on the engine detection system which were not handled in accordance with the provisions specified in the manufacturer's flight and maintenance manuals.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 02/08. Given the inaction when confronted with the two engine chip detector warnings and in evaluating the particles collected, as specified in the manufacturer's maintenance manual, as well as the lack of records in the aircraft's logs, is recommended to the Civil Aviation Authority of the Republic of Argentina to reevaluate the technical and operational ability of the company Helicopters AR.

REC 03/08. Considering the leasing company's deficiencies in the control and oversight of maintenance on the part of the aircraft operator, is recommended to the Civil Aviation Authority of Spain (DGAC) to review the system put in place by the company Coyotair to assure control over the maintenance of its temporarily leased aircraft.

REC 04/08. Given the unknown origins of the degradation of the bearing which caused the malfunction, and keeping in mind that the most probable hypotheses in this regard are the following:

- a) Shocks to the bearing during assembly;
- b) Contamination of the bearing during the first hours of operation and,
- c) Early fatigue of the bearing under normal operating conditions,

It is recommended to the engine manufacturer, Turbomeca, to review the need to modify the design, manufacture or assembly instructions of the drive gear thrust bearing assembly to the accessory box of the Arriel 2B engine.

The Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile (BEA) of France disagree with this safety recommendation because in their opinion this engine failure mode is not an airworthiness issue but it is only a reliability issue, since there is a detection and warning system allowing the pilot to take the appropriate action.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Thursday, 6 October 2005; 13:30 local time
Site	Collado La Segqueta-Rioseta in Canfranc (Huesca)

AIRCRAFT

Registration	EC-ILD
Type and model	EUROCOPTER AS 350 B2
Operator	Heliswiss Ibérica, S. A.

Engines

Type and model	TURBOMECA ARRIEL 1D1
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	58 years
Licence	Commercial Helicopter Pilot
Total flight hours	10,000 h
Flight hours on the type	1,090 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew		1	
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Destroyed
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Aerial work – Commercial – Construction/Sling load
Phase of flight	Manoeuvring

REPORT

Date of approval	30 January 2008
------------------	-----------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The helicopter was carrying out a series of aerial work flights, consisting in the transport of metal netting which were to form part of a protection system to be installed for the prevention of avalanches on a mountain near Canfranc (Huesca). For this purpose the aircraft was carrying a short sling measuring approximately 4,5 m in length, attached to a barycentric cargo hook. To the end of this sling were attached two chains of 3 m in length. At the end of these a metal bar was in turn attached, maintained in a horizontal position. At the ends of this bar were two hooks on which the nets to be transported were hung. According to the information provided, the helicopter's operating company supplies the sling that is connected to the cargo hook, and the company which performs the work supplies the rest of the cargo system (chains, bar, etc.).

The cargo material was picked up at Coll de Ladrones, at a spot height of 1,536 m, and deposited it at nearby site at the top of the Pico del Águila, at 2,096 m of elevation.

After dropping a load, the pilot initiated a descent towards Coll de Ladrones, with the sling hanging but without any load. Moments later the pilot felt a strong blow in the area of the tail rotor, but did not note any anomalous reactions in the helicopter's behaviour such as vibrations or yaw. Nevertheless, he pressed the button to open the cargo hook in order to release the sling. After this, he performed a check of the pedals, concluding that he had lost control of the tail rotor; the functioning of the pedals appeared to be complete and normal, but they produced no effect whatsoever on the aircraft's flight.

The pilot continued the flight at the same speed and power, changing course to his left to head for the neighbouring valley of Rio Seta, which was the area offering the best conditions to execute an approach and landing.

Upon passing over the area dividing the two valleys, the pilot decided to reduce his descent speed, to this end manipulating the collective pitch control. At that moment the helicopter began to spin to the left and out of control, and ended up crashing violently against the North face of the ravine above the Rio Seta.

The pilot suffered severe injuries which required his evacuation by helicopter to a Zaragoza hospital.

1.2. Injuries to persons

The pilot, the only person aboard the aircraft, suffered multiple fractures affecting five vertebrae in the lumbar and dorsal areas, which resulted in spinal damage, and fractures

also in three ribs. On his right hand he broke several bones and tore tendons between his index and middle fingers.

1.3. Damage to aircraft

The impact into the ground was extremely harsh and as a result the aircraft was destroyed.

1.4. Personnel information

Pilot in Command

Age:	58
Nationality:	Spanish
Certificate:	Commercial helicopter pilot
Issue date:	11-11-1969
Expiry date:	21-07-2010
Ratings:	• VFR – HJ • Agroforestry – only fires: Valid until 11-06-2006 • AS350/350B3: Valid until 11-07-2006

Flight Experience

Total flight hours:	10,000 h
Hours on the type:	1,090 h

Recent Flight Activity

Hours in last 90 days:	148 h
Hours in last 30 days:	52 h
Hours in last 24 hours:	10 h
Start of current duty period:	09:00 h
Rest prior to current duty period:	12 h

1.5. Aircraft information

1.5.1. *Airframe*

Make:	EUROCOPTER
Model:	AS 350B2
Construction Number:	2598
Year of Construction:	1992
Registration:	EC-ILD
MTOW:	2,250 kg

1.5.2. *Engine*

Make:	TURBOMECA
Model:	ARRIEL 1D1

1.5.3. *Airworthiness Certificate*

Date of Renewal:	31-12-2004
Date of Expiry:	31-12-2005

1.5.4. *Maintenance*

Total flight hours:	4,865: 44 h
Date of last overhaul (100 h + 400 airframe hours + 100 engine hours):	28-08-2005 at 4,771:46 h
Hours since last overhaul:	93:58 h

1.5.5. *Flight Manual*

In the aircraft flight manual's chapter on emergencies, two types of tail rotor failures are covered: the loss of rotor thrust and the failure of the pitch control system.

With respect to the first of these, the manual states that the loss of rotor thrust is indicated by a yaw movement to the left (in powered flight) the intensity of which is proportional to the power and velocity of the aircraft at the moment when the failure occurs.

The manual mentions two different situations in which this emergency can occur: in stationary hovering position or at low speed, this scenario in turn is divided into with and without ground effect; and in forward flight, outlining the following procedures for each case.



Photograph 1. Area where the aircraft impacted

- Failure during hovering or at low speed.
 - a) In Hover Within Ground Effect. Descend to the ground, lowering the collective pitch control before the speed of the yaw becomes significant.
 - b) In Hover Out of Ground Effect. Lower the pitch moderately in order to decrease the torque and simultaneously increase speed.
- Failure in forward flight
 - Reduce power as much as possible, to the minimum level permitting forward movement at a speed which produces wind vane effect. Identify a suitable location for a very steep approach and proceed at a power level allowing the execution of a sensitively coordinated flight.
 - On final approach, shut down the engine and make an auto-rotative landing at the lowest possible speed.

As regards failure of the pitch control system of the anti-torque rotor, the manual outlines the following procedure:

- Establish indicated speed at 70 kt while on level flight.
- Press the hydraulic test button for five seconds and then return to normal position.
- Head for a clear area with a shallow approach, with a slight sideslip to the left. Execute a run-on landing. The sideslip will diminish as the power decreases.

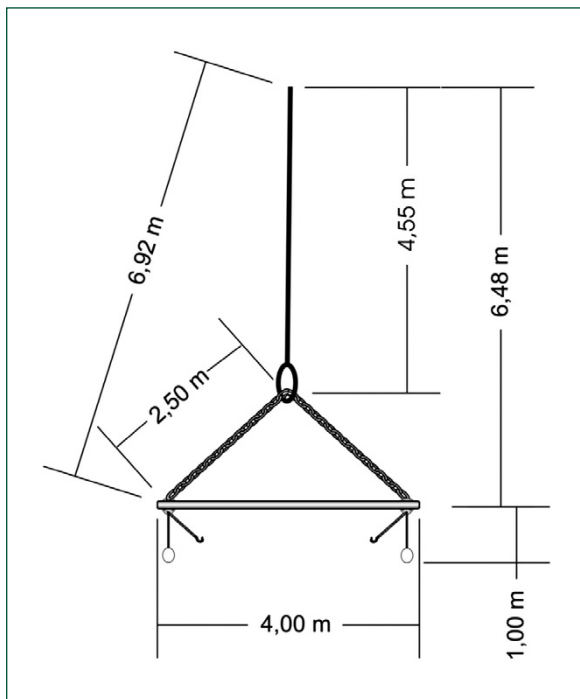


Figure 1. Diagram of the External Cargo Transport Device

1.5.6. *Information on the cargo sling*

The device used to transport the cargo featured the design indicated in figure 1. A 4,55 m sling was attached to the barycentric hook. On the other end of this sling were attached two 2,5 m chains, which in turn held a 4 m metal bar. From both ends of this bar hung two other chains measuring approximately 1 m, to which the cargo was attached.

The entire apparatus measured about 7 m in length.

1.5.7. *Aircraft behaviour following loss of tail rotor thrust*

The aircraft manufacturer's flight test department reported that the two vertical

stabilizers outfitted on this aircraft provide an anti-torque effect, whose magnitude is proportional to the aircraft's translational speed, such that at a speed of 50 kt, it is possible to increase power up to 40% without any resulting yaw, and up to 94% torque can be reached at 90 kt.

At a speed of 50 kt, the aerodynamic efficiency of the stabilizers is capable of counteracting the torque required to maintain level flight. If there is a crosswind, however, or if the power required to maintain level flight induces a slight yaw to the right, this may be offset by increasing speed.

The above information is not included in the aircraft flight manual and is not common knowledge among the pilots.

1.6. **Pilot's statement**

The pilot indicated that the work he was carrying out consisted of carrying metal netting up to the mountain. This netting was attached to the helicopter's barycentric hook. Once there he was to install it on a series of pre-installed posts connected by steel lines approximately 6 m high. This last operation was carried out by maintaining a hovering position at their same altitude. Workers on the ground then attached one end of the net with shackles previously installed on the steel lines, then attaching the other end, at which point the helicopter was free of any cargo. At this time he would initiate his descent, with

the external device hanging from the aircraft, which did not weigh more than 40 kg. When he arrived to the loading area, the workers stationed there unhooked the trapeze from the sling and attached another, which they already had prepared with the netting.

The reason why he had to bring the cargo mechanism down on each trip was that they only had three of these devices. If they had had more, he could have left them on the mountain each time, later bringing down a number of them on just one trip.

He descended with caution, as he was conscious of the fact that any disruptions could affect the external cargo system.

As regards the meteorological conditions, he indicated that above, where he dropped the cargo, it was not very windy, but below in the Col de Ladrones where he picked up the cargo, it was windier; he estimated wind speeds at about 15 kt. In this area the wind normally comes from the North and is non-hazardous, but on this day it blew from the valley (Canal Roya), from Formigal, that is, from the East. When these conditions arise, some turbulence is generated in the Col de Ladrones area.

He went on to state that just after initiating his descent, he saw the trapeze disappear from the cargo mirror's field of vision, and then immediately felt the trapeze hit the tail rotor. At this time he immediately dropped the trapeze and sling using the electric drop mechanism. At that moment, one of the workers on the ground called him, asking what was going on. The pilot told him not to worry as the helicopter was under his control. At the moment of the impact, it is esteemed that the aircraft's speed was about 50 kt.

He then checked to see if he had control over the tail rotor. He worked the right and left pedals and noticed no response in the helicopter whatsoever. The functioning of the pedals appeared to be normal, given that it ran through its entire mechanical range. The pilot compared the helicopter behaviour to the one produced when performing a tail rotor control failure manoeuvre for rating tests and in training. At no time did the helicopter begin to yaw, nor did the pedals vibrate. In summary, there were no indications from the aircraft that would have led him to believe that the tail rotor had lost power.

Thus, he initiated the manoeuvre as if facing a tail rotor control failure. Familiar with the area, he decided to head toward Rio Seta, the area offering the best conditions to execute an emergency landing with a shallow approach and bleeding off speed due to the steepness of the terrain and the wind, ruling out heading for Jaca.

When he was near the landing area, he began to reduce his descent rate, at which time the helicopter began to spin like a top, faster and faster.

When asked if on the flights previous to the accident flight he had followed the same flight path, the pilot responded that the same path is not always followed, and that on this occasion he might have flown over the steepest area of the slope.

1.7. Meteorological information

The weather forecast for Huesca for the day of the accident called for clouds in the Northeast with possible showers, as well as the possibility of storms. Otherwise slightly cloudy. Light Northerly winds early and from the East later in the day.

1.8. Wreckage and impact information

The helicopter had impacted on its right side against the slope of the Barranco del Rio Seta, which faces Northward and features a gradient of approximately 45°. The aircraft's longitudinal axis came to rest oriented towards the Northeast.

The blades of the main rotor had broken from the impact against the slope, with the marks resulting from the contact clearly visible.

Several of the main rotor mast support bars were also broken, ending up bent forwards.

There was severe damage to the cabin, with the ceiling and left side having disappeared. The pilot's seat was almost totally destroyed, although the part of it that remained inside the cabin showed significant vertical deformation.

The right part of the arches that support the skids had been bent towards the centre of the aircraft, in such a manner that the right skid was practically touching the helicopter's underside. The left part of the landing gear did not reveal severe damage and had maintained its shape. This deformation was more than great enough in proportion to the grade of the terrain that the aircraft ended up leaning to its right, that is, towards the slope.



Photograph 2. Mark made by a main rotor blade in the ground

The aircraft's tail had fallen upon a bush. Both tail rotor blades were broken, although one of them was damaged much more severely than the other. Thus, while one revealed damage only to its outer part, the other was totally destroyed from the blade root. A detached piece from this blade was found, fragmented in two, between the branches of a bush located two meters behind the rear of the aircraft. A mark

made by the tail skid was also found in this same location.

The rest of the anti-torque rotor remained in place and it was verified that it spun as normal. The pitch change links were deformed and showed clear evidence of having been hit by a metal object. Nevertheless, despite this damage, the pitch change links were found to function; when the corresponding command bar was activated, the pitch change did respond properly.



Photograph 3. Tail rotor

The tail rotor transmission fairing was dismantled and it was observed that the power axis had broken at one point very close to the joint with the short shaft.

A search was carried out for the device used to hold the cargo to the barycentric hook in the area where the pilot indicated that he had released it. This search was unsuccessful due to the difficult nature of the terrain and the thick vegetation.

1.9. Tests and research

The distance from the spot where the cargo was picked up to the point where it was dropped off measured 1,790 m horizontally and 740 m (2,428 ft) vertically.

According to the information provided by the aircraft's pilot, the descent was carried out adjusted to the grade of the slope, with an elapsed time of approximately one minute. At the moment when he heard the sound the helicopter was flying at a speed of about 50 kt.

So as to estimate the aircraft's parameters during the accident flight, a similar flight was carried out with a helicopter of the same model at an indicated air speed (IAS) of 60 kt which yielded the following results: a TQ reading below 10%, descent rate at 2,300 ft per minute.

1.10. Witness statements

A witness was interviewed who was located on the Eastern slope of a hill that is slightly north of the point where the helicopter hit, and on the same side of the road.

This person indicated that he saw the aircraft fly in a West-East direction and that although he did not notice any unusual sound, it did seem to him that it was flying strangely. He saw it turn to the left, hugging the mountain and shortly afterwards begin to turn to the left upon itself, then immediately crashing into the ground. At that precise time the aircraft's sound did not seem normal to him. Its fall was straight down and it landed flat, although he was not able to see the final impact because the terrain obstructed his view.

Nevertheless, he estimated that the distance from the point at which the yaw began to the site of the impact was no greater than about 100 m.

1.11. Organization and Management Information

1.11.1. *Operator's operations manual*

The operating company's Operating Manual contains a chapter covering external loads which provides instructions regarding five areas: aircraft equipment, flight characteristics, manoeuvres, instructions to ground personnel and crew ratings.

Only the first three are relevant to the accident discussed here.

As regards the helicopter's equipment, the manual indicates that it is essential that it be equipped with a barycentric hook, in addition to all the necessary attachment devices and containers required to carry out the transport. Moreover, it is to be equipped with one mechanism permitting the opening of the hook and with a second one an independent emergency opener, both of them to be capable of activation by the pilot from the interior of the cabin.

As regards the flight characteristics it states that, prior to flight, the pilot should carry out the following actions:

- Calculate the loads taking into account the performance of the helicopter outside the ground effect and calculate the VNE (never exceed speed).
- Complete a study of the cargo size in each cycle, taking into account conditions: altitude, temperature, wind, cargo zone and power outside the ground effect area.

During the flight itself, the Manual notes that the helicopter may approach its operational limits, in light of which the pilot should take the following into consideration:

- Wind. Avoid swerves without translational lift and towards tail winds.
- Dust. Reduces visibility and lift and may cause problems in motor systems.
- Orography. Should be managed in such a way that there is always an escape route in the event of an emergency. Avoid valleys and closed surroundings when carrying maximum loads.

- Obstacles. Extreme caution should be taken when the operation is carried out near the ground in order to avoid any obstacles that may threaten the safety of the flight, from the ground up to 200 AGL, accounting for the length of the sling used.
- As there exists a variety of tasks involving external cargo, an in-depth study of each operation is necessary which addresses the following factors: the orography at the pick-up and drop-off areas; wind; updrafts and downdrafts; loading and unloading meeting points; study of the helicopter's performance at each place and in each cycle.

Regarding manoeuvres the manual issues the following instructions:

- The cargo is to be lifted vertically, controlling the helicopter's power. The aircraft should immediately be taken to translational lift, whenever possible facing into headwinds and taking care to limit and monitor the cargo's movement and the helicopter's speed.
- Avoid turning and manoeuvring with a full load without translational lift near the ground without ground effect.
- If the helicopter is, or if it turns into a tailwind, extreme caution will be taken when manoeuvring in order to assure translational lift. Cargo drop-off will be carried out carefully controlling the helicopter's power, the distance from the cargo to the ground and the area where the cargo is to come to rest, observing those persons which may be below the helicopter.
- Avoid dropping any cargo if the pilot is not absolutely sure that there is nobody below the helicopter.

1.11.2. *Measures taken by operator*

Following the accident, the operator modified the external loading section of its Operations Manual to include a paragraph providing more concrete instructions on the length of the slings to be used for this type of work, in addition to recommending, insofar as possible, that a cockpit-operated electrically-opening hook be installed so as to facilitate operations and to double as ballast during flights with little or no load.

2. ANALYSIS

2.1. Possible damage sequence

During the inspection of the aircraft wreckage it was noted that the anti-torque rotor assembly (power transmission, control and rotor) revealed two different and localized areas of damage: one on the power transmission shaft and the other on the blades, which broke into several fragments, which were found very close to the aircraft's tail at the impact site.



Photograph 4. Area where the rear anti-torque power transmission shaft was broken

As regards the moment at which this damage occurred, three hypotheses are possible: that both occurred during the flight, that one took place at this time and the other in the final impact with the ground, and, lastly, that both occurred when the aircraft hit the ground.

This last hypothesis is ruled out given that, according to the information provided by the pilot, the first impact had already produced damage to the tail rotor.

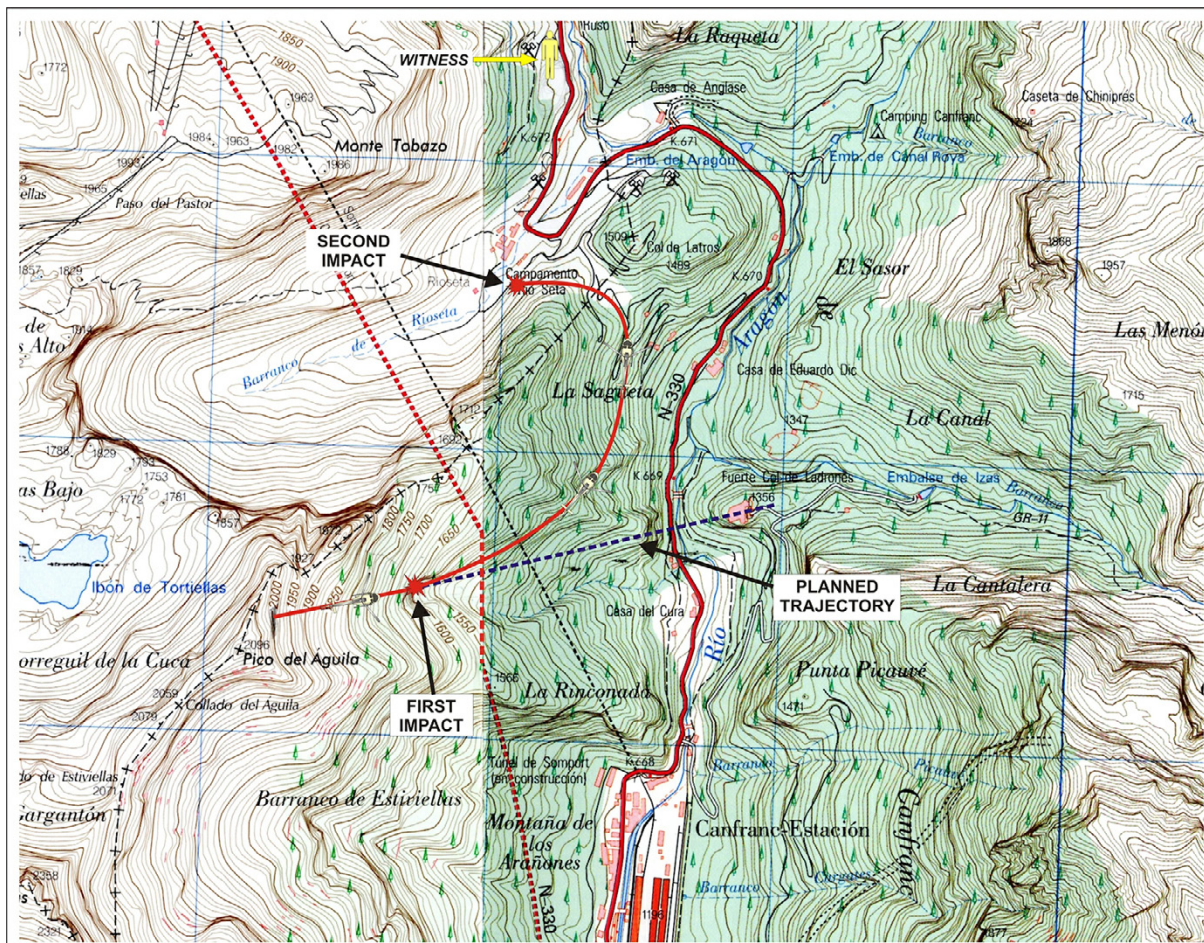


Figure 2. Actual and Planned Trajectories of the Aircraft

In the inspection of the aforementioned wreckage, all the blade fragments were found at less than 2 m from the main rotor, which allows to conclude that they broke in the ground impact; if they had broken prior to this they would not have been found right next to the helicopter wreckage.

In light of the aforesaid, it is possible to conclude that the damage to the tail rotor's power transmission shaft must have taken place in the instant when the trapeze holding the external cargo struck the anti-torque rotor. For that reason, the pilot would not receive any response when he worked the pedals given that, though the pitch change was produced, its aerodynamic effect would be nullified given that at the time the rotor was not spinning.

2.2. Analysis: Emergency Management

The emergency arose at the moment when the tool hanging from the sling hit the tail rotor. The pilot, according to his statement, did not notice the possible yaw of the aircraft, nor did he note any change in the helicopter's attitude. After the aforementioned checks performed on the tail rotor controls, he considered that the probable failure affecting the helicopter was the loss of control in the tail rotor and that the rotor continued to spin, producing the same degree of thrust as it had previous to the noted impact.

The aircraft flight manual states that a loss of tail rotor thrust is indicated by a yaw to the left of a magnitude proportional to the aircraft's power and speed . According to the results obtained from the test flight performed following the accident, when the tail rotor transmission broke, the torque being provided by the engine should have been under 10% and the aircraft's speed around 50 kt. Under these flying conditions, very close to those for auto-rotation, the yaw produced when the tail rotor transmission breaks is so low that the effect from the aircraft's vertical stabilizer is more than enough to offset it. Because of this, there was no resulting yaw from this event.

Had the pilot at that moment been aware of the low torque being provided by the engine, and had he known of the vertical stabilizers' aerodynamic effect, in all likelihood he would not have expected the helicopter to yaw sharply as a result of the tail rotor transmission breaking.

Given the conditions in which the aircraft was flying, though, even had the pilot possessed the above knowledge, he had no indications allowing him to clearly discern the nature of the fault he was facing, whether it was a loss of tail rotor control or thrust.

On the other hand, despite concluding that a fault in the tail rotor's control mechanism had occurred, he did not carry out the procedure corresponding to this emergency since

he continued flying under the same conditions, instead of establishing level flight at 70 kt and check how the hydraulic system worked, as required.

On this subject, it should be noted that a correct application of this procedure requires transitioning from flying with a high descent rate and low translational speed to establishing level flight at 70 kt which, given the topography and operations involved, demands specific training if the aircraft is to be positioned in the optimum flying conditions for handling the emergency.

Even so, considering that the performance of aerial work, particularly that carried out in the mountains, normally took place in exceptional flying conditions, both operators and pilots should be aware of these circumstances and have procedures ready beforehand and well trained for facing such emergencies.

2.3. Analysis of the Work Practices

In previous sections it has been stated that the first element leading to this accident was the impact of the external cargo holding system against the tail rotor, which most probably broke the power transmission shaft.

Two factors are involved in this strike: the use of holding devices that were long enough to reach the tail rotor area and second the circumstance of flying with this device free of any cargo.

With respect to the first of these causes, it should be duly noted that the length of the holding cargo devices is normally determined by the physical characteristics of the area in which the work is to be performed.

Thus, for example, when performing an operation in which the aircraft is to deposit loads in a forested area, a sling long enough to allow the aircraft to remain above the trees is necessary.

As regards the accident in question, the conditions at both the pick-up area and the drop-off area did not seem to require a device as long as the one that was used.

In reference to the second of these noted factors, it should be pointed out that flights free of the triangular load mechanism could have been avoided, although to do so it would have been necessary for the helicopter to have been equipped with a hook capable of being opened from the cabin, located at the end of the short sling, and for it to have had access to a greater number of holding devices, as in this way the pilot could have left them on the mountain with each trip, next to the cargo, coming back to take them down at a later time.

3. CONCLUSION

3.1. Findings

In the first moments of the aircraft's descent manoeuvres, between the mountain and the bottom of the valley, the impact of the external cargo-holding system against the tail rotor occurred. As a result, the power transmission shaft to the anti-torque rotor was broken. This damage was due to two factors: the use of a holding system of excessive length; and the performance of the descent with the cargo device free of any load.

At that moment the helicopter found itself in flight conditions which did not manifest the loss of the tail rotor, as the slight torque was offset by the vertical stabilizers.

These flying conditions differed considerably from those the helicopter would have experienced in a normal flight.

It should be kept in mind that the emergency manoeuvres contained in the aircraft flight manual are intended for normal or near-normal flying conditions. Likewise, the continuing training and proficiency checks to which the pilots are subjected also routinely simulate normal or near-normal flying conditions. For that reason an evaluation should be made, by operators and pilots alike, of the actual flying conditions, including the topographical features under which such aerial helicopter flights with external cargo take place and reinforce the preparation and training on resolving emergencies under such special flying conditions.

In viewing this case, it seems that there was not a good previous assessment of the conditions under which the aircraft could reasonably have flown and consequently, it made difficult to face warrantably the response to a possible fault. A lack of knowledge of these circumstances could have prevented the pilot from adequately handling the emergency.

3.2. Causes

It is considered that the accident was probably caused by the two following factors:

- The use of an external cargo-holding device free of any load and of excessive length.
- The inadequate management of the emergency situation resulting from the breakage of the tail rotor transmission, which was possibly fostered by not having made a prior evaluation of the actual conditions in which the flight would take place, and by not having foreseen the counter-torque effect of the vertical stabilizers.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 01/08. It is recommended that the operator of the aircraft, Heliswiss Iberia S.A., revise their Operations Manual so as to include specific operational procedures to perform special manoeuvres required during the aerial works that the company carries out and the expecting emergencies during the same.