

CIAIAC

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

Informe técnico A-008/2015

Accidente ocurrido
el 26 de marzo de 2015,
a la aeronave Eurocopter
AS 355 NP, matrícula EC-KYJ,
operada por TAF Helicopters,
en la helisuperficie del
circuito de Cataluña
(Montmeló, Barcelona)



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-008/2015

**Accidente ocurrido el 26 de marzo de 2015,
a la aeronave Eurocopter AS 355 NP, matrícula
EC-KYJ, operada por TAF Helicopters,
en la helisuperficie del circuito de Cataluña
(Montmeló, Barcelona)**



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-16-406-3

Diseño y maquetación: Phoenix comunicación gráfica, S. L.

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 Informe 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 produjo el evento objeto de la investigación, con sus causas probables y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional; y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) n.º 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art. 15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea; y los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, ni prejuzga la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos por los que deben regirse las pruebas en un proceso judicial.

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

Índice

Abreviaturas	vii
Sinopsis	ix
1. Información factual	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.2. Lesiones personales	2
1.3. Daños a la aeronave	2
1.4. Otros daños	2
1.5. Información sobre el personal	3
1.6. Información sobre la aeronave	3
1.6.1. Información general	3
1.6.2. Sistema de lubricación de motores	4
1.6.3. Sistema de detección de fuego en los motores	4
1.6.4. Información del manual de vuelo	5
1.6.5. Prestaciones	7
1.7. Información meteorológica	10
1.8. Ayudas para la navegación	10
1.9. Comunicaciones	10
1.10. Información de aeródromo	10
1.11. Registradores de vuelo	11
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	12
1.13. Información médica y patológica	14
1.14. Incendio	14
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia	14
1.16. Ensayos e investigaciones	14
1.16.1. Inspección de los motores	14
1.16.2. Estudio del VEMD y del sistema de extinción de incendios	18
1.17. Información sobre organización y gestión	19
1.18. Información adicional	19
1.18.1. Declaraciones del piloto	19
1.18.2. Declaraciones del ocupante en el asiento delantero izquierdo	21
1.18.3. Declaraciones del ocupante del asiento trasero derecho	22
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces	23
2. Análisis	25
2.1. General	25
2.2. Fallo del motor	25
2.3. Análisis de la rotura y su evolución	26
2.4. Gestión de la emergencia	26

3. Conclusiones 29

 3.1. Constataciones 29

 3.2. Causas/factores contribuyentes 30

4. Recomendaciones de seguridad operacional 31

Abreviaturas

00° 00' 00"	Grados, minutos y segundos
00 °C	Grado(s) centígrado(s)
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología
AEO	Todos los motores operativos
AESA	Agencia Estatal de Seguridad aérea
bar	Medida de presión atmosférica
BEA	Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation civile
CAS	Velocidad calibrada respecto al aire
CHIP	Pequeña pieza de material semiconductor con múltiples circuitos integrados
CPL(H)	Licencia de piloto comercial de helicóptero
DIFF PWR	Diferencia de potencia
EASA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
ENG	Motor
EOP	Presión de aceite del motor
EOT	Temperatura de aceite del motor
FADEC	Control digital electrónico total del motor
FATO	Área de aproximación final y de despegue
FI(H)	Habilitación de instructor de vuelo de helicóptero
FIRE	Fuego
FLI	Indicador de la primera limitación
FLT	Vuelo
ft	Pie(s)
ft/min	Pies por minuto
GPS	Sistema de posicionamiento global
h	Hora(s)
HP	Caballo(s) de vapor
IAS	Velocidad indicada
IR	Habilitación de vuelo instrumental
kg	Kilogramo(s)
kt	Nudo(s)
l	Litro(s)
LH	Izquierda
m	Metro(s)
mm	Milímetro(s)
N	Norte
N ₁	Revoluciones de compresor en tantos por ciento
N ₂	Revoluciones rueda etapa de potencia en tantos por ciento
NM	Milla(s) náutica(s)
NR	Revoluciones de rotor en tantos por ciento
OAT	Temperatura del aire en la salida del motor
OEI CONT	Máxima potencia continua con un motor inoperativo
OEI MAX	Máxima potencia con un motor inoperativo
PT	Eje de potencia del motor
RACC	Real Automóvil Club de Caraluña
RH	Derecha
rpm	Revoluciones por minuto
s	Segundo(s)
TOT	Temperatura a la salida de la turbina
TRI(H)	Instructor de habilitación de tipo de helicóptero
TRNG	Entrenamiento
TRQ	Torque
VEMD	Pantalla de gestión del vehículo y motor

Sinopsis

Propietario y operador:	TAF Helicopters
Aeronave:	Eurocopter France AS 355 NP; matrícula EC-KYJ
Fecha y hora del accidente:	Jueves, 26 de marzo de 2015, 10:45 h ¹
Lugar del accidente:	Helisuperficie del circuito de Montmeló (Barcelona)
Personas a bordo:	1, tripulante (ilesa), y 2, pasajeros (ilesos)
Tipo de vuelo:	Vuelo de estado – Policía
Fase de vuelo:	Aproximación – Descenso de emergencia durante la aproximación
Fecha de aprobación:	30 de noviembre de 2016

Resumen del accidente

El jueves 26 de marzo de 2015 el helicóptero Eurocopter France AS 355 NP, operado por TAF Helicopters, matrícula EC-KYJ, que prestaba servicio para la policía autonómica de Cataluña (Mossos d'Esquadra), despegó del aeropuerto de Sabadell (Barcelona) llevando a bordo al piloto y dos agentes.

Mientras estaba en vuelo de crucero, apareció una indicación en cabina de presencia de partículas metálicas en el motor derecho². El indicador de presión de aceite del motor derecho en la pantalla VEMD se encontraba en el área de color rojo con un valor de 12,3 bar subrayado en rojo, fuera del límite máximo de 10 bar.

El piloto decidió realizar un aterrizaje de emergencia en la helisuperficie del circuito de Cataluña, en la localidad de Montmeló (Barcelona). Cuando estaba haciendo la aproximación final el motor derecho falló cuando parte de la turbina de potencia y de la tobera de escape se desprendieron, dañando varios componentes y produciendo el seccionamiento del eje del rotor de cola.

El piloto completó el aterrizaje y todos los ocupantes abandonaron la aeronave por sus propios medios, resultando ilesos.

A continuación el motor dañado se incendió y los ocupantes evitaron que se extendiera al resto de la aeronave haciendo uso de dos extintores de mano. Finalmente el fuego

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local.

² En el informe se nombra también al motor izquierdo como 1 al derecho como 2.

fue extinguido con la ayuda de un camión que había en el circuito, que estaba dotado de un depósito y una bomba. El helicóptero resultó con daños importantes en la zona de los motores y el cono de cola.

La investigación ha concluido que había fatiga en la rosca del tornillo de apriete de la parte delantera del eje de potencia de turbina del motor y también que la gestión del procedimiento de aviso CHIP 2 no se realizó de acuerdo con el procedimiento descrito en el manual de vuelo.

Como el motor derecho no fue desconectado, sus condiciones de trabajo se fueron deteriorando hasta que se produjo la rotura del eje de potencia de la turbina en la zona del tornillo de sujeción y la destrucción del cojinete de empuje, y como consecuencia la pérdida del retén.

El fallo total del motor se produjo durante la fase final del aterrizaje cuando se demandó la potencia del motor que se requería. El eje de potencia de la turbina se desprendió, dañó varios componentes incluyendo el eje del rotor de cola y causó un incendio en el motor derecho.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El jueves 26 de marzo de 2015, el helicóptero Eurocopter France AS 355 NP, operado por TAF Helicopters, con matrícula EC-KYJ, despegó del aeropuerto de Sabadell para volar hasta Sant Iscle de Vallalta, localidad situada al norte de la provincia de Barcelona. Este helicóptero era uno de los que presta servicio para la Policía Autonómica de Cataluña (Mossos d'Esquadra) y llevaba a bordo, además del piloto, a dos agentes del citado cuerpo. De acuerdo con la información facilitada por los ocupantes, en el vuelo de regreso, mientras volaban en crucero por el valle de Montnegre con rumbo aproximado de 220°, altitud 2.000 ft y velocidad indicada de 100 kt, uno de los agentes advirtió que se había encendido en la cabina la luz que indica la presencia de partículas metálicas en el motor derecho (CHIP 2). El piloto comentó que disminuyó la velocidad y la potencia, comprobando que la presión y temperatura del aceite del motor derecho estaban dentro de sus límites normales. A continuación actuó sobre los controles del motor derecho para mantener su par a un nivel inferior al 40% y seleccionó el modo entrenamiento (TRNG) en el motor afectado.

Después decidió dirigirse a la helisuperficie de la base contraincendios situada la localidad de Dosrius (Barcelona) y acceder a ella desde el sur, por lo que realizó un viraje hacia la derecha y se aproximó con rumbo norte. Una vez que tuvo la potencia establecida, el helicóptero mantenía un régimen de descenso de 50 ft/min. No obstante, para alcanzar esta helisuperficie había que sortear una zona montañosa que obligaba a aumentar la altitud de vuelo, pero al no ser posible realizar este ascenso en las condiciones de potencia en la que estaban volando, decidió seguir virando al mismo lado y dirigirse a la helisuperficie situada en el circuito de Montmeló (Barcelona) que se encontraba a unas 8 NM de distancia, para lo cual tomó rumbo 210° y procedió a dicha superficie.

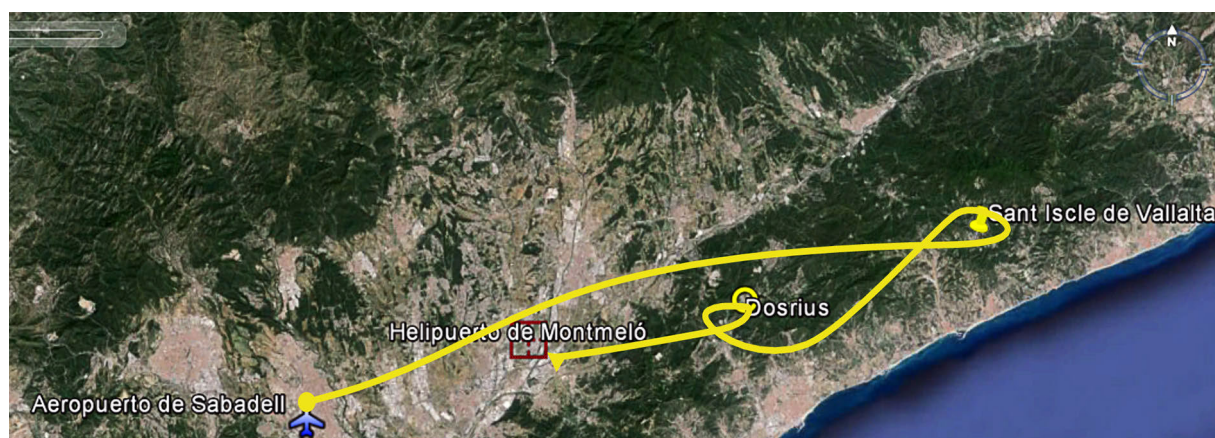


Figura 1. Trayectoria aproximada de la aeronave

Cuando el helicóptero estaba próximo a aterrizar por la cabecera 21 de la helisuperficie del Circuito de Montmeló se escuchó un ruido que les pareció extraño, pero en el panel de instrumentos no se iluminó ninguna luz de aviso.

Sobrevolando el área de aproximación final y despegue (FATO), el ruido se incrementó, el helicóptero comenzó a vibrar y el piloto perdió el control sobre los pedales (control de guiñada). Finalmente realizó una toma rodada deslizándose por la superficie pavimentada sobre los patines. Al final del recorrido en tierra el helicóptero viró hacia la izquierda.

Una vez que la aeronave se detuvo, el piloto paró los motores y observó que salía humo de la zona donde éstos se alojan, a la vez que uno de los agentes decía que había fuego en el motor afectado. Los tres ocupantes abandonaron la aeronave por sus propios medios. El piloto regresó y tomó el extintor de a bordo para intentar apagar el incendio, sin llegar a conseguirlo. Finalmente se recibió la ayuda de un camión que había en el circuito dotado de un depósito y una bomba, al que previamente se había avisado, y se consiguió extinguir las llamas.

La duración total del vuelo fue de 35 minutos.

1.2. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Lesionados graves				
Lesionados leves				No se aplica
Ilesos	1	2	3	No se aplica
TOTAL	1	2	3	

1.3. Daños a la aeronave

El helicóptero resulto con daños importantes en los dos motores y el cono de cola.

1.4. Otros daños

No se produjeron otros daños.

1.5. Información sobre el personal

El piloto tenía licencia de piloto comercial de helicópteros, CPL(H), expedida por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) el 11 de marzo de 1994. En la licencia, figuraban anotadas las habilitaciones de tipo de los helicópteros AS 355/355 N/SP, válidas hasta el 31 de enero de 2016, habilitación de vuelo instrumental IR válida hasta el 30 de junio de 2015, habilitación de instructor de vuelo de helicópteros FI(H) válida hasta el 23 de enero de 2018 y la de instructor en el tipo TRI(H) válida hasta el 30 de abril de 2015. Asimismo contaba con el certificado médico clase 1 válido hasta el 10 de diciembre de 2015.

Su experiencia de vuelo en helicópteros era de 6.623 h, de las que 2.118 h las había realizado en el tipo.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. Información general

El helicóptero AS355 NP fue fabricado por EUROCOPTER en 2008 con número de serie 5767. Su masa en vacío era 1.800 kg y su masa máxima al despegue 2.600 kg.

Sus dimensiones eran 10,93 m de longitud, 3,14 m de altura, 1,87 m de anchura y 2,28 m de vía (anchura del tren). El rotor principal, de tres palas, tenía 10,69 m de diámetro y el rotor trasero, de dos palas, 1,86 m.

Llevaba 2 motores TURBOMECA ARRIUS 1A1. El motor izquierdo (n.º 1) tenía número de serie 3045 y fue instalado en junio de 2008. El motor derecho (n.º 2) con número de serie 3044 fue instalado en junio de 2008 y reinstalado en octubre de 2011 (después de haber sido devuelto al fabricante del motor para una prueba en banco solamente pero sin que el motor fuera revisado ni desmontado).

El día del accidente la aeronave tenía 2.592:00 h de funcionamiento, el motor izquierdo las mismas y el motor derecho 2.425 h (842 h desde la última revisión general). La última revisión de mantenimiento, correspondiente a la de 100 h, se había realizado el 6 de marzo de 2015 cuando la aeronave tenía 2.566:44 h, el motor izquierdo las mismas y el motor derecho 2.399:20 h. Había volado 27 h desde la última revisión, que alcanzó³ a los motores (inspección regular y comprobación de sobre velocidad), aire acondicionado, equipos opcionales, fuselaje, tornillo sin fin, mástil del rotor principal, caja principal de transmisión, caja de transmisión del rotor trasero y eje del rotor trasero.

³ Sin entrar en los pormenores de su contenido, salvo para los motores.

La última revisión de mantenimiento de los motores (correspondiente a la de 600 h) se realizó cuando el helicóptero y el motor izquierdo tenían 2.090:36 h de funcionamiento y el motor derecho 1.923:12 h. En ella, según constaba en la correspondiente orden de trabajo, se habían desmontado los motores para realizar su inspección de acuerdo con el manual de mantenimiento. Esta revisión se realizó a lo largo del mes de diciembre de 2013 y el helicóptero se puso en servicio el 15 de enero de 2014.

Los trabajos de mantenimiento fueron hechos por SABADELL HELICOPTERS SERVICE CENTER, S.L.,⁴ de acuerdo al Manual de mantenimiento aprobado por AESA con fecha 02.12.2013.

1.6.2. Sistema de lubricación de motores

Cada motor tiene un sistema de refrigeración de aceite por separado. Los tanques de aceite del motor, radiadores de aceite y los ventiladores eléctricos están situados en el compartimento de la caja de engranajes principal. En vuelo, ambos sistemas de lubricación son monitorizados a través de los indicadores de presión y temperatura de aceite que aparecen en la pantalla multifunción de vehículo y motor («Vehicle and Engine Multifunction Display», VEMD⁵).

Si cae la presión de aceite, se iluminará en el panel de luces de aviso una luz de advertencia con el mensaje ENG P.1 o ENG P.2. Si uno de los detectores (CHIP) del circuito detecta la presencia de partículas magnéticas se enciende la luz de alerta con el mensaje CHIP 1 o CHIP 2.

1.6.3. Sistema de detección de fuego en los motores

El helicóptero está dotado de un sistema de detección de fuego localizado en las zonas críticas del motor y la caja de la transmisión principal. Los detectores de que dispone el sistema revelan los incrementos, tanto rápidos como lentos, de temperatura.

En el caso concreto de los motores, en el compartimento de cada uno de ellos va montado un sistema de detección independiente compuesto principalmente por cuatro sensores de temperatura, una unidad de relés y una luz de aviso fuego (FIRE ENG LH o RH) en cabina. Dos de los cuatro sensores, que están tarados a 200 °C, van montados en la parte delantera y los otros dos, tarados a 400 °C, están situados en la parte trasera. Estos sensores monitorizan el flujo de aire que ventila los motores y las zonas en las que pudiera haber fugas de líquidos inflamables.

⁴ Aprobación AESA ref ES-145-036.

⁵ En el VEMD existe una memoria no volátil que almacena parámetros y mensajes del vuelo. No existe en esta aeronave otro dispositivo con memorias no volátiles de las que se pueda extraer información.

En el caso de que se produjera un incremento de temperatura en la zona adyacente a los sensores se iluminaría en cabina una luz de aviso rotulada FIRE ENG LH respecto del motor izquierdo o FIRE ENG RH si es del derecho.

1.6.4. Información del manual de vuelo

En el Manual de vuelo del helicóptero hay algunos epígrafes que conviene destacar por estar relacionados directamente con la operación y con la gestión de las emergencias.

«Sección 3. Procedimientos de emergencia

3.1. General

Los procedimientos de emergencia describen las acciones que el piloto debe realizar de acuerdo a los diferentes casos de emergencia. Sin embargo, de acuerdo con la gran diversidad de factores externos y características del terreno sobrevolado, el piloto puede tener que adaptarse a las condiciones de acuerdo con su experiencia. Para ayudar al piloto en su proceso de decisión, se utilizan cuatro expresiones:

ATERRIZAR DE INMEDIATO, es decir sin la más mínima demora, ATERRIZAR LO ANTES POSIBLE, que significa que se debe hacer en el lugar más cercano pero haciéndolo con seguridad, ATERRIZAR TAN PRONTO SEA PRACTICABLE, que se refiere a aterrizar en el lugar más cercano donde se pueda esperar una asistencia técnica adecuada (y no se recomienda extender el vuelo) y finalmente CONTINUAR VUELO, que permite seguir volando tal y como estaba previsto, y que las reparaciones que se deban realizar se lleven a cabo al llegar al destino de acuerdo con el manual de mantenimiento.

3.12.3. Sistema de aceite de motor

Si se ilumina en el panel de avisos la luz de aviso CHIP proceder como sigue:

CHIP # 1 o 2: Partículas metálicas en el Sistema de aceite del motor afectado.

Comprobar y monitorizar las indicaciones de presión y temperatura del aceite del motor afectado.

Dependiendo de las condiciones de vuelo, parar el motor afectado y ATERRIZAR TAN PRONTO SEA PRACTICABLE.

Si ocurre durante la aproximación, poner el interruptor del motor afectado en alguna de las posiciones OFF/FLT/TRNG (seleccionar FLT si es necesario).»



Figura 2. Posiciones del interruptor del motor

En el mismo manual están incluidos los procedimientos de entrenamiento de fallo de motor (TRAINING MODE).

La información proporcionada se refiere a los procedimientos de formación en caso de volar con un motor inoperativo (OEI), basándose en que el sistema de «modo de entrenamiento» permite procedimientos con un motor inoperativo para ser practicados con pesos reducidos, utilizando procedimientos a niveles de potencia que no produzca daños. Con este fin, cuando se selecciona el interruptor del motor en entrenamiento (TRNG), el sistema permite, al mismo tiempo:

- Simular una pérdida de potencia del motor ajustando N_2 , equivalente a 355 rpm de rotor NR (N_2 ralentí entrenamiento).
- Ajuste del FADEC N_1 se detiene en el otro motor a niveles de formación OEI.

«1.2. CONTROLES E INDICACIONES

El modo de entrenamiento se activa mediante el selector de arranque del motor (OFF-TRNG-FLT) situado en el panel superior: en un vuelo normal, por la selección TRNG en el interruptor de arranque ENG.1 o ENG.2 respectivamente, resulta lo siguiente:

- Configuración de ENG.1 o ENG.2 a N_2 ralentí (N_2 equivalente a 355 rpm NR),
- Armado del límite N_1 OEI MAX en ENG.2 o ENG.1, (excepto si OEI CONT ha sido erróneamente preseleccionado en el modo de AEO),
- Iluminación de las luces en el panel de aviso (CWP) "TRNG + DIFF PWR" más la audición de tres veces el sonido de aviso "GONG",
- Selección del instrumento de primera limitación (FLI) en modo OEI asociado con el límite OEI MAX con la iluminación de las luces de aviso:

La vuelta al modo de vuelo normal se logra mediante la selección de la posición vuelo (FLT) en el interruptor de arranque de los motores del ENG.1 o ENG.2.

Dispositivos de seguridad funcional

Además de la utilización de los limitadores de potencia de los motores, se dispone de dispositivos de seguridad cuando el modo de entrenamiento está en uso:

En el caso de ser necesario, tan pronto como las revoluciones de rotor (NR) caen por debajo de 355 rpm, el motor que se encontraba a ralentí proporciona energía de acuerdo a la demanda, hasta el régimen real de OEI, correspondiente a la seleccionada por el piloto durante el ejercicio y, en cualquier caso, la potencia correspondiente a la máxima con un motor inoperativo (OEI MAX) estará disponible tan pronto como las revoluciones de rotor (NR) sean iguales o inferiores 330 rpm.

NOTA

En caso de fallo del motor que estuviera proporcionando potencia, no sería necesario seleccionar la posición "FLT" en el selector de arranque de "OFF/FLT/TRNG" del motor.»

1.6.5. *Prestaciones*

El peso y el centrado fueron calculados por el equipo investigador y también por el fabricante del helicóptero. La conclusión fue que de acuerdo con el manual de vuelo, Sección 2 «Limitaciones», párrafo 2.2 «Peso y limitaciones de centrado», el peso y centrado de la aeronave estaba dentro de los límites:

Prestaciones con un motor inoperativo (OEI)⁶

El manual de vuelo, Sección 2 «Limitaciones», párrafo 2.4.3.2 «limitaciones con un motor inoperativo», da las siguientes limitaciones:

	Valores FLI	N ₁ (%) [*]	TOT (°C)	TRQ (%) por motor
Continua (ilimitada)	12	102,5	812	115
OEI máximo (t ≤ 2,5 min)	13,2	104,1	885	131
OEI máximo transitorio (t ≤ 5 s)	14	104,4	886	147,8

* Las limitaciones de N₁ cambian según HP, OAT y velocidad. Los valores de limitaciones indicados arriba son límites N₁ absolutos.

⁶ Los datos son para 2.000 ft/10 °C y 0 ft/15 °C para una masa en bruto de 2.450 kg.

El manual de vuelo, Sección 5 «Datos de prestaciones aprobados», párrafo 5.8 «Prestaciones en vuelo con un solo motor», indica que la máxima masa es alrededor de 2.300 kg a 2.000 ft/10 °C y sobre 2.400 kg a 0 ft/15 °C.

Por lo tanto, la aeronave no tenía las prestaciones en vuelo con un solo motor con OEI máximo a 2.000 ft/10 °C y a 0 ft/15 °C y por eso no dio el rendimiento con un solo motor en vuelo con OEI máximo a 2.000 ft/10 °C y a 0 ft/15 °C.

Sin embargo, durante un tiempo igual o inferior a 5 s con OEI transitorio máximo todavía estuvo disponible por encima de la máxima potencia OEI.

El manual de vuelo, Sección 5 «Datos de prestaciones aprobados», párrafo 5.9 «Prestaciones en vuelo con un solo motor», indica que la máxima masa es alrededor de 2.150 kg a 2.000 ft/10 °C y sobre 2.300 kg a 0 ft/15 °C.

El manual de vuelo, Sección 5 «Datos de prestaciones aprobados», párrafo 5.11 «Razón de ascenso con un motor», indica que la máxima razón de ascenso es sobre 700 ft/min a IAS 55 kt con OEI continuo a 2.000 ft/10 °C y alrededor de 800 ft/min a CAS 55 kt con OEI continuo a 0 ft/15°.

Por tanto, la aeronave tuvo una razón de ascenso de 700 ft/min con CAS 55 kt y OEI continuo a 2.000 ft/10 °C y de 800 ft/min con CAS 55 kt y OEI continuo a 0 ft/15 °C.

Prestaciones con fallo de motor en entrenamiento⁷

Para éste párrafo, el manual de vuelo, Sección «Suplemento», se usa el suplemento 6 «Procedimientos de fallo de motor en entrenamiento (modo training)».

El párrafo 1.1 «Principios» explica el «modo training»:

«“El modo TRNG” permite que los procedimientos OEI se practiquen utilizando niveles de potencia no perjudiciales con la masa del helicóptero reducida consecuentemente.

Con este fin, al seleccionar el Interruptor de arranque del motor en “TRNG”, los sistemas permiten, al mismo tiempo:

- Simular una pérdida de potencia del motor al gobernar N_2 ta 355* a equivalentes NR rpm (N_2 Training Idle).
- Establecer que el FADEC N_1 se detenga en el otro motor a los niveles de formación OEI.

⁷ Los datos se dan para 2.000 ft/10 °C y 0 ft/15 °C para una masa en vacío de 2.450 kg.

- * El rango normal de operación de las revoluciones NR normal está entre 375 rpm y 394 rpm dado en el manual de vuelo, Sección 2 "Limitaciones", Párrafo 2.4.1. "Limitaciones del rotor principal".»

El párrafo 1.3 «Dispositivos de seguridad funcionales» explica el funcionamiento del motor en el «modo TRNG» cuando una potencia importante es demandada por el piloto:

«Además del uso de limitaciones no dañinas para el motor, los dispositivos de seguridad están disponibles cuando modo TRNG está en uso:

En el caso de que el ejercicio falle, tan pronto como NR caiga por debajo de 355 rpm, el mando del motor proporciona potencia de acuerdo con la demanda, hasta que la tasa real de OEI se corresponda con la razón seleccionada por el piloto durante el ejercicio y en ningún caso la razón OEI MAX estará disponible si $N_R \leq 330$ rpm.»

El párrafo 2.2 «Limitaciones del motor» da las siguientes limitaciones:

	Valores FLI	N_1 (%)*	TOT (°C)	TRQ (%) por motor
Continua (ilimitada)	12	98,7	749	81
OEI máximo	13,2	104,1	773	90

* Las limitaciones de N_1 cambian según HP, OAT y velocidad. Los valores de limitaciones indicados arriba son límites N_1 absolutos.

El párrafo 5.1 «Masa máxima neta en el helipuerto» da las siguientes limitaciones de masa de la aeronave.

El uso del modo TRNG estaba limitado para una masa de la aeronave de 2.300 kg a 2.000 ft/10 °C y 0 ft/15 °C. Por lo tanto, el modo TRNG no tenía que ser usado.

El párrafo 5.6 «Razón de ascenso en modo TRNG» indica que la máxima razón de ascenso es sobre 0 ft/min a CAS 55 kt con OEI continuo en modo TRNG a 2.000 ft/10 °C y sobre 50 ft/min at CAS 55 kt con OEI continuo en modo TRNG a 0 ft/15 °C.

Por eso, no tenía la razón de ascenso de un solo motor con OEI continuo con el control en modo TRNG a 2.000 ft/10 °C y tenía una razón de ascenso de 50 ft/min a CAS 55 kt con OEI continuo con el control en modo TRNG a 0 ft/15 °C. Sin embargo, el OEI máximo para modo TRNG estaba todavía disponible por encima de la potencia de de control de OEI en modo training.

1.7. Información meteorológica

La Agencia Estatal de Meteorología, AEMET, informó de que los cielos estaban despejados y la visibilidad era buena. La temperatura ambiente era de 15 °C y había un viento muy flojo del oeste.

1.8. Ayudas para la navegación

No aplicable.

1.9. Comunicaciones

No aplicable.

1.10. Información de aeródromo

La helisuperficie en la que aterrizó la aeronave está situada dentro de las instalaciones del circuito de velocidad de Cataluña en la localidad de Montmeló (Barcelona). Este circuito es una instalación pública, cuya titularidad pertenece a un consorcio formado por la Generalidad de Cataluña, el Real Automóvil Club de Cataluña (RACC) y el Ayuntamiento de Montmeló. La helisuperficie está asfaltada y tiene unas medidas de 105 m x 21 m. Su elevación media es 149 m y las direcciones del área de aproximación final y despegue (FATO) están designadas como 03 y 21.

En la fecha del accidente se estaba gestionando la certificación del helipuerto como uso público, y estaba pendiente de aprobación por lo que se estaban haciendo las obras de adaptación, la pista ya estaba asfaltada, y se estaba construyendo el hangar y las oficinas. Con fecha de diciembre de 2014 se obtuvo la autorización para acometer dichas actuaciones, y la puesta en funcionamiento y aprobación para su operación se obtuvo en mayo de 2015.

Anteriormente este helipuerto solo se utilizaba durante el Gran Premio de Fórmula 1 y el Gran Premio de Moto GP, y para ello cada año se tramitaba un permiso de autorización «EVENTUAL DE USO PRIVADO» única y exclusivamente para estos eventos. El resto del año permanecía inoperativo.

La toma de emergencia en el mismo se debió a la decisión del piloto, y no a que estuviera planificada en modo alguno.

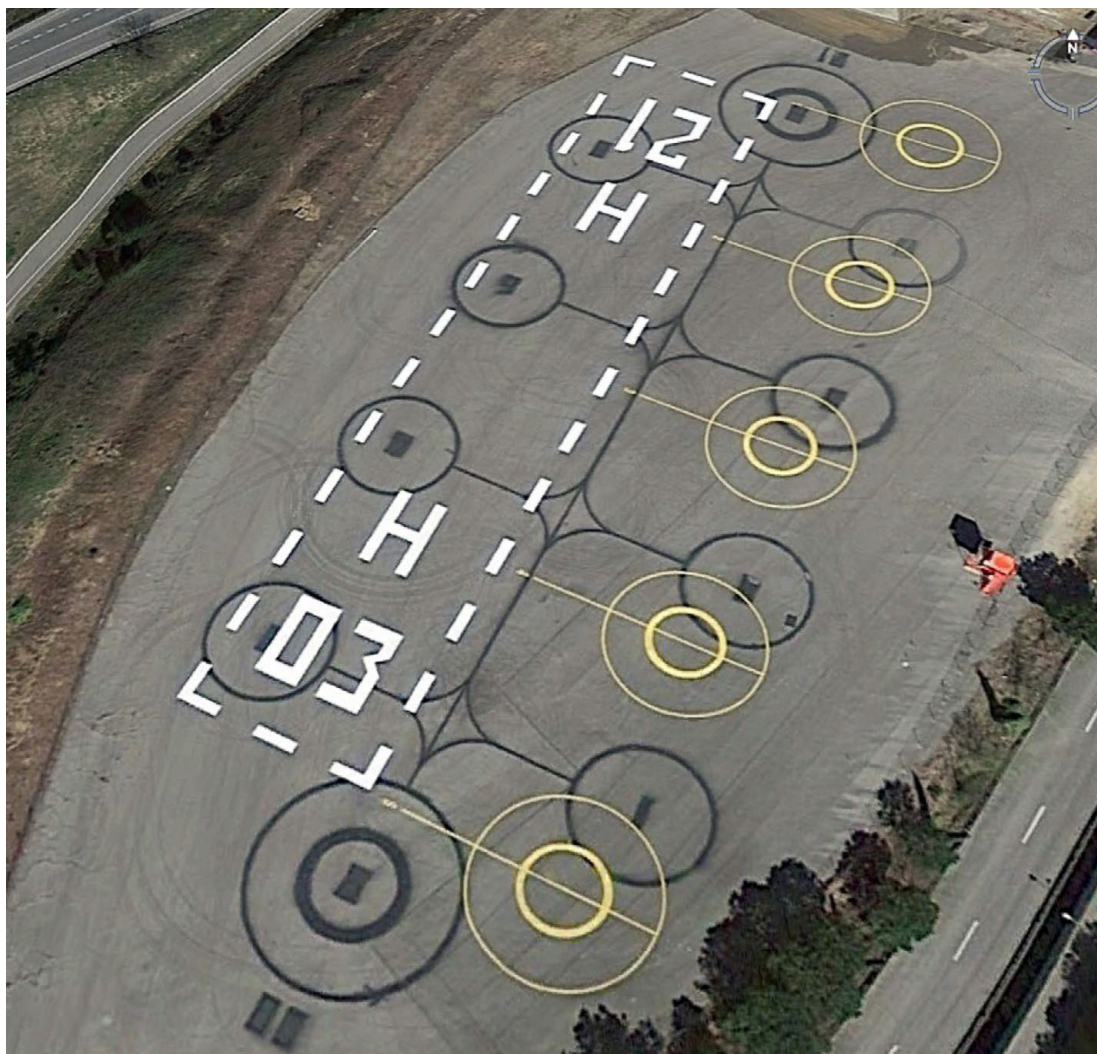


Figura 3. Helisuperficie del circuito de Cataluña

1.11. Registradores de vuelo

El helicóptero no llevaba registradores de vuelo a bordo, no son preceptivos para este tipo de aeronave.

No obstante llevaba instalado un sistema GPS para seguimiento de flotas del que se pudo obtener la trayectoria de vuelo.

También se realizaron algunas fotografías por parte de los pasajeros a la pantalla VEMD con las alertas que presentaba nada más detectar el primer aviso, como la que se puede ver en la siguiente figura.

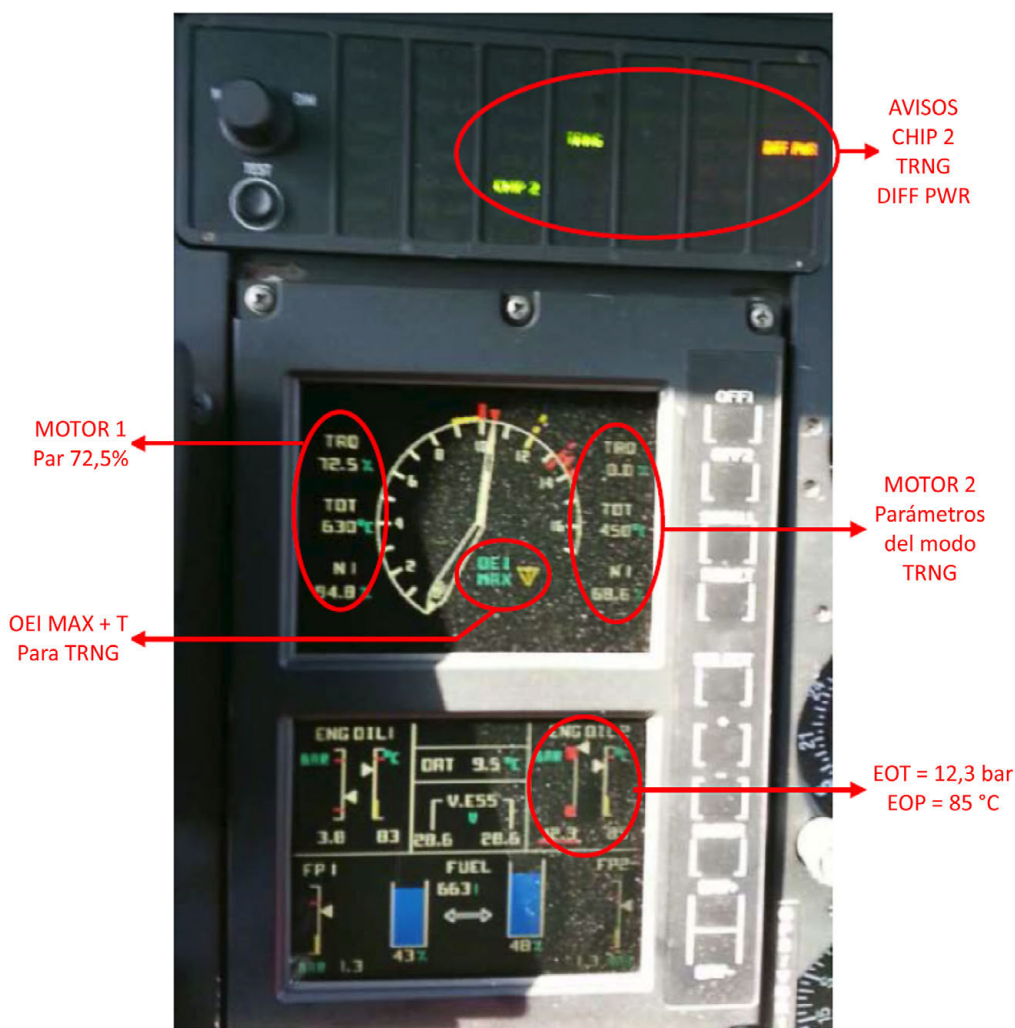


Figura 4. Fotografía de la pantalla VEMD tomada en el vuelo

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

El helicóptero realizó una toma rodada en la pista 21 y se desplazó hacia la izquierda deslizándose sobre los patines a lo largo de 15,4 m aproximadamente de forma intermitente (ver croquis). La aeronave quedó detenida sobre el pavimento orientada hacia el este.

Como piezas grandes se desprendieron únicamente parte del eje del engranaje de la turbina de potencia del motor derecho y su tobera. También se encontraron álabes de la turbina dispersos por la FATO y restos de cojinetes del motor. Tanto los patines, como el carenado, la cabina y en general toda la estructura así como sus elementos mecánicos presentaban un aspecto razonablemente bueno.

El motor derecho resultó destruido y también tuvieron daños las cubiertas del mismo y los mamparos cortafuegos. El eje de la transmisión de potencia al rotor de cola resultó seccionado por los fragmentos de motor que se proyectaron.

En la siguiente figura se puede ver un croquis en el que se detalla la posición final de la aeronave⁸ y la distribución de los restos principales desprendidos.

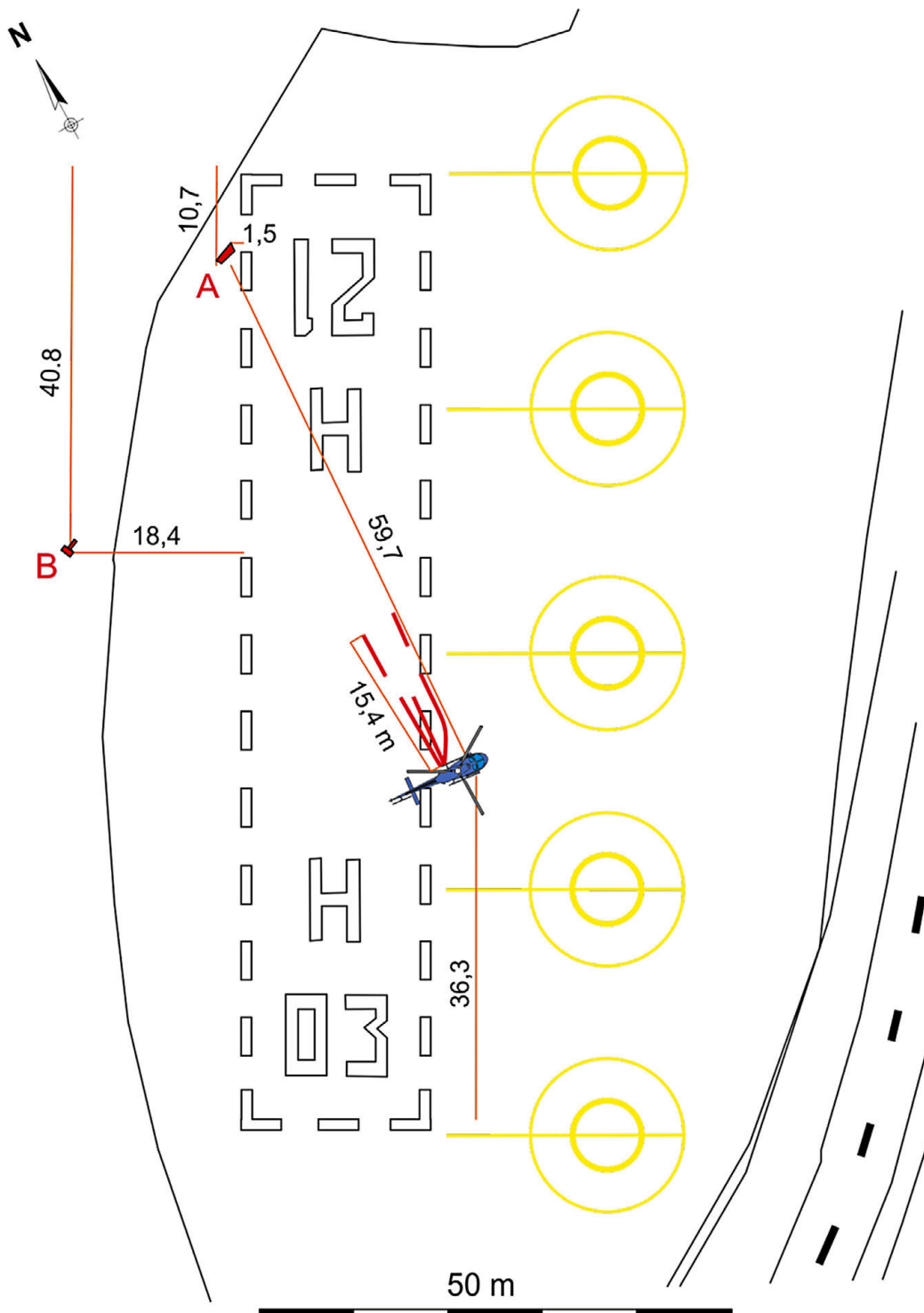


Figura 5. Croquis

⁸ En el punto A quedó la tobera y en el punto B el eje del eje de la turbina de potencia.

1.13. Información médica y patológica

No aplicable.

1.14. Incendio

Se produjo un incendio en el motor derecho una vez que se produjo el aterrizaje de emergencia. El incendio fue detectado por los ocupantes de la aeronave una vez que estaban en tierra al ver que había llamas en la zona del compartimiento del motor derecho. En principio intentaron apagar las llamas con el extintor del helicóptero, pero pronto recibieron la ayuda de los trabajadores del circuito que desplazaron un camión dotado con depósito de agua y bomba hasta el helicóptero y con su ayuda se extinguieron las llamas con rapidez.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

El piloto y los pasajeros abandonaron el helicóptero por sus propios medios sin sufrir ningún daño.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Inspección de los motores

Se realizó un análisis detallado del motor derecho una vez que el helicóptero fue retirado del lugar del accidente y trasladado a un hangar.

En una primera inspección superficial se encontró que tanto el motor izquierdo como la zona de alojamiento tenían una alta cantidad de hollín debido al fuego. Por su parte el motor derecho y su compartimiento presentaban daños muy severos debidos al fuego

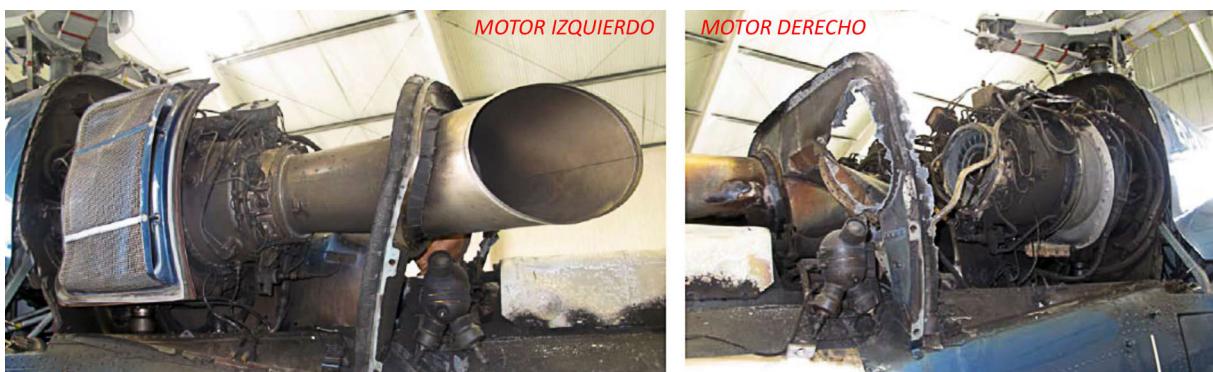


Figura 6. Estado de los motores tras el accidente

y faltaba la parte trasera del mismo. El mamparo cortafuegos también presentaba importantes daños en el lado del compartimento de este motor.

Al desmontar el motor derecho para un examen exhaustivo se encontró que los elementos del motor no estaban sueltos, el filtro de aceite estaba limpio y había partículas en el detector magnético. En el compartimento de carga trasero había muchos restos metálicos.

Se encontraron varios agujeros en el alojamiento de los motores, sobre todo en la zona del motor derecho y también presentaba daños importantes la cubierta de ambos motores y la zona del escape, sobre todo en el motor derecho.

El carenado del cono de cola próximo a los motores estaba dañado por el fuego.

No se pudo verificar si había algún fallo en el circuito de detección de incendios porque estaba seriamente dañado por el fuego.

El motor derecho fue desmontado y enviado a Francia para ser inspeccionado en las instalaciones del fabricante bajo la supervisión del Representante Acreditado del BEA (Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation civile).

Cuando se fueron desmontando los distintos elementos para hacer la inspección en detalle se encontró que el generador de gas y las partes móviles de la turbina de potencia estaban agarrotados, los álabes del compresor centrífugo no estaban accesibles y el eje del disco de turbina de potencia estaba roto por dos zonas distintas y parte del mismo se desprendió. La otra parte se encontró en la zona del cono de cola.

Los engranajes de la transmisión y de la caja reductora rotaban libremente y sus ejes respectivos estaban perfectamente conectados. También estaba en buenas condiciones la sujeción del motor.

Se inspeccionó también el sistema de combustible y se encontró que el indicador de pre-obstrucción del filtro de combustible no estaba activado, la palanca manual de control estaba activada y rotaba libremente y las tuberías estaban correctamente conectadas. La electroválvula estaba dañada por el fuego.

En cuanto al sistema de lubricación, había presencia de partículas magnéticas en los detectores y en el tanque y las tuberías del sistema estaban conectadas y en buenas condiciones.

Respecto al sistema de detección de incendios, los detectores traseros estaban muy dañados y los delanteros presentaban buenas condiciones.

Se desmontaron los sensores de velocidad de la turbina de potencia para acceder al eje y se encontró que los sensores estaban dañados, que el eje de la turbina de potencia estaba roto desde el final de la parte roscada y la tuerca totalmente destruida.

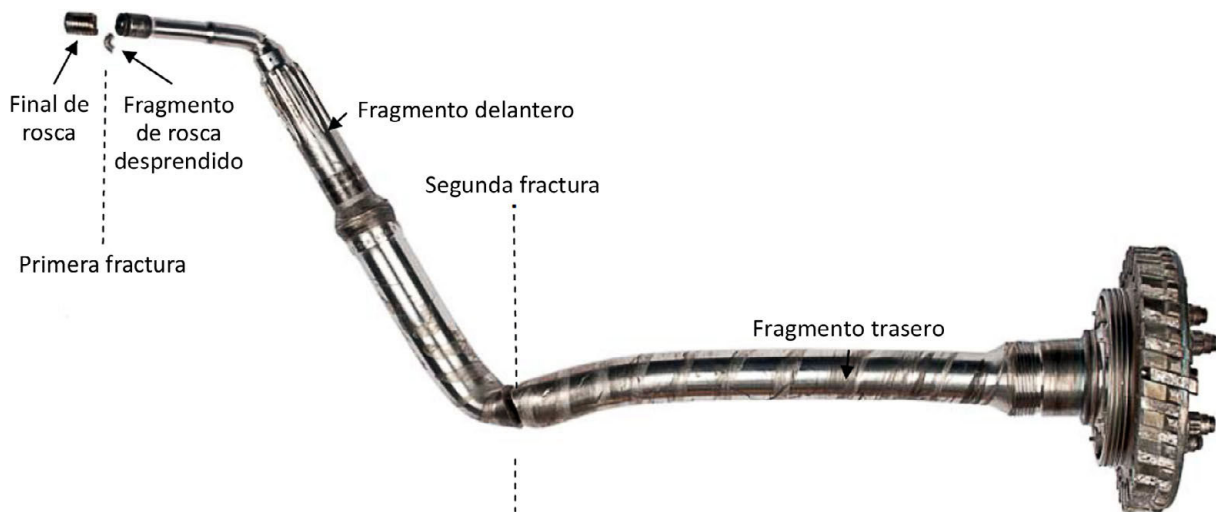


Figura 7. Eje de potencia fracturado

Se realizó un análisis en laboratorio del eje de potencia de la turbina y se estudiaron las roturas que tenía, concluyéndose que presentaba una fractura por fatiga en la rosca del tornillo de apriete en la parte delantera del eje.

La fractura se fue produciendo de manera progresiva en el tiempo, y al romperse del todo ocasionó una segunda fractura en el eje, que hizo que se desprendiera la parte final del mismo.

Estas dos roturas afectaron a los cuatro fragmentos siguientes:

- La sección trasera del eje donde se une a la rueda de turbina de potencia.
- La sección frontal del eje al que está unido el engranaje de accionamiento.
- El extremo roscado del eje en la parte delantera, que se utiliza para apretar el engranaje de accionamiento.
- Una escama correspondiente a un hilo sobre un tercio de la circunferencia, en la que la superficie de rotura estaba concretamente entre el extremo roscado del eje y la sección frontal del eje que lleva el engranaje de accionamiento.

El fragmento trasero estaba deformado principalmente desde la superficie del cojinete de apoyo hasta el punto de rotura y había múltiples marcas de fricción helicoidales con aproximadamente diez muescas en el lado izquierdo, que iban de atrás hacia adelante entre 35 y 15 mm, que se extendían desde el cojinete hasta el punto de rotura.

La sección frontal mostraba una deformación de 60 ° asociada a la rotura en la zona donde cambiaba el diámetro del eje y una fractura dúctil por sobreesfuerzo y marcas de fricción centradas en la superficie frontal del engranaje de accionamiento.



Figura 8. Fragmento trasero del eje de potencia

También mostraba marcas axiales de picado entre 3 mm y 17 mm por delante del cono del engranaje de accionamiento.

Marcas de fricción helicoidales con un paso de aproximadamente 13 mm en el lado izquierdo en el punto donde se produjo la rotura trasera que se extienden con mayor intensidad hacia la superficie cercana al cono del engranaje de accionamiento.



Figura 9. Fragmento delantero del eje de potencia

El extremo roscado de la parte delantera del eje presentaba una rotura en la superficie en forma de hélice de aproximadamente 1 mm de paso en el lado derecho, marcas de fricción alrededor de los bordes de la superficie rota y señales de fatiga creciente en la superficie de rotura. No obstante, no se podía observar la zona de inicio de la grieta debido a las marcas de fricción que había alrededor de la superficie de rotura. También había marcas de impacto en los hilos.



Figura 10. Extremo roscado en la parte delantera del eje

La tuerca de apriete del engranaje presentaba desgaste y extrusión no centrados en la superficie de contacto con el engranaje. Los hilos fuera de la zona afectada por la deformación de la superficie de tuerca no estaban dañados, ni tampoco las puntas de las estrías laterales de la tuerca.



Figura 11. Tuerca de apriete del engranaje

1.16.2. Estudio del VEMD y del sistema de extinción de incendio

El VEMD fue enviado a las instalaciones de Airbus en Francia para ser inspeccionado bajo la supervisión del representante acreditado del BEA.

El resultado de la lectura de los parámetros del vuelo grabados en su memoria no volátil fue congruente con los datos que se conocían y no aportaron novedad.

Respecto del sistema de extinción de incendio en los motores no se pudo hacer una investigación sobre el mismo debido a que el cableado y los sensores se dañaron muy severamente por el incendio y las roturas del motor.

Por otra parte, la presencia de fuego se constató una vez en tierra, y no en vuelo.

Además, previo al vuelo del accidente el piloto verificó positivamente el sistema de acuerdo a la lista de chequeo pre-vuelo.

1.17. Información sobre organización y gestión

Los Mossos d'Esquadra cuentan con un servicio aéreo para tareas de vigilancia, control y patrullaje que tiene su base en el aeropuerto de Sabadell (Barcelona), cuya operación y mantenimiento no realizan directamente, sino que está contratada con la empresa que operaba la aeronave, que es la que también proporciona los pilotos.

1.18. Información adicional

1.18.1. Declaraciones del piloto

Se entrevistó al piloto, que relató cómo había despegado del aeropuerto de Sabadell junto con dos agentes de los Mossos d'Esquadra para realizar un vuelo de control y vigilancia policial en la zona de Sant Iscle de Vallalta. Cuando estaban regresando al aeródromo de partida, el agente que iba sentado a su izquierda le advirtió que se acababa de encender la luz de aviso CHIP 2 en la pantalla VEMD. Entonces comprobó las indicaciones de presión y temperatura de aceite del motor observando que estaban dentro de sus límites normales de operación. Acto seguido disminuyó la potencia del motor derecho hasta estabilizarla en 40 % y seleccionó el modo entrenamiento (TRNG) en el selector de arranque del motor derecho.

Decidió dirigirse a una base de incendios situada en la localidad de Dosrius, al suroeste de Sant Iscle de Vallata. Con la potencia seleccionada el helicóptero no se mantenía en vuelo horizontal y descendía a un régimen aproximado de 50 ft/min. Realizó un viraje hacia la derecha e intentó la aproximación por la cara sur de la montaña llevando rumbo norte, pero se dio cuenta de que para llegar hasta el valle donde estaba situada la base debía ascender. No iba a poder ganar altitud, por lo que continuó virando al mismo lado manteniendo los parámetros de vuelo que llevaba y se dirigió a la helisuperficie del circuito de Cataluña en la localidad de Montmeló (al suroeste de Dosrius), pensando que allí sí que podría realizar un aterrizaje forzoso sin complicaciones ya que hay una zona FATO señalizada y asfaltada.

Cuando estaban en el entorno de Dosrius, observó que la presión de aceite del motor afectado era de 12,3 bar (tiene un límite de 10 bar) y que la temperatura de aceite del motor era de 85 °C (tiene un límite de 107 °C). Le pasó su teléfono móvil a un agente y le pidió que realizara unas fotografías de la pantalla VEMD para dejar constancia de

la situación. El helicóptero volaba en ese momento «correctamente» (en el sentido de que no hacía cosas extrañas y con los parámetros dentro de límites) y estimó que la distancia a la helisuperficie era de unas 8 NM.

Según la velocidad indicada que mantenía (70 kt) y la distancia a Montmeló, calculó que tardaría en llegar a la helisuperficie entre 6 y 7 minutos, por lo que valoró la posibilidad de parar el motor derecho totalmente. Sin embargo, con la configuración actual del helicóptero y 660 l de combustible creyó que necesitaría, al menos, un par de 115% en el motor operativo para poder llegar con altitud mantenida al punto de aterrizaje. Esta maniobra suponía, con 7 NM de distancia a una velocidad indicada de 70 kt, estar tres veces más del tiempo permitido en la configuración OEI MAX (2,5 minutos), por tanto decidió preservar el motor izquierdo sin OEI Máxima, y mantener el derecho en modo TRNG.

Mientras la temperatura del aceite de motor se mantenía en 85 ° C la indicación de presión comenzó a oscilar y se situó en 11 bar. Al llegar al circuito el piloto viró a la izquierda para aproar el helicóptero en rumbo de pista 210°.

En corta final escuchó un ruido extraño que comentó a los pasajeros; uno de ellos confirmó que procedía del helicóptero. No había ninguna indicación de anomalía en el panel de luces de aviso y ningún cambio en el VEMD. Una vez dentro de la FATO se intensificó el ruido y el helicóptero comenzó a vibrar, el régimen de descenso se incrementó y lo intentó controlar con el cíclico y colectivo. En este momento detectó que los pedales no controlaban el par, con lo que esperó un probable giro a la izquierda. Antes de tocar el suelo aplicó potencia suavemente y realizó una toma rodada en la que el helicóptero hizo una guiñada de aproximadamente 90° a la izquierda.

Una vez en el suelo y con el helicóptero sin movimiento, cortó las dos válvulas de combustible seleccionando OFF en el selector de arranque de ambos motores, desconectó todos los sistemas y también el interruptor general eléctrico (master switch OFF). En este momento vio humo, uno de los agentes salió del helicóptero y dijo que había fuego en el motor derecho, entonces siguió a los otros dos ocupantes que abandonaban el helicóptero. No obstante decidió volver al helicóptero y utilizar el extintor de cabina descargándolo en la tobera del motor derecho, logrando que el fuego fuera algo menor, pero sin llegar a apagarse. Para la extinción del fuego se utilizó algún otro extintor que había en la zona pero no consiguió apagar el incendio totalmente hasta que llegó un camión dotado de un depósito de agua y bomba que había en las inmediaciones, al que se avisó previamente.

Respecto al posible uso del sistema de extinción de incendios de los motores en vuelo, el piloto declaró que no recibió ninguna indicación en cabina acerca de fuego; tuvo noticia del fuego una vez en tierra. Además indicó que el sistema de extinción fue verificado positivamente de acuerdo a la lista de chequeo prevuelo.

1.18.2. *Declaraciones del ocupante en el asiento delantero izquierdo*

Volaron desde el aeropuerto de Sabadell a la zona de Sant Iscle de Vallalta e iba sentado a la izquierda del piloto realizando labores como operador de cámara. Poco después de finalizar el servicio de observación policial en ese municipio, vio que se había encendido en la pantalla VEMD el CHIP 2, por lo que informó al piloto, que inmediatamente empezó a tomar las acciones necesarias para gestionar las consecuencias del aviso.

El piloto le solicitó que buscara ese aviso en la lista de comprobación para poder verificar qué acciones debía tomar y él, aunque no estaba acostumbrado a buscar en este tipo de documento, logró encontrarlo. A la vez, empezaron a valorar los elementos a favor y los elementos en contra de dirigirse a los diferentes helipuertos alternativos que había cercanos antes de llegar al aeropuerto de Sabadell y el piloto decidió intentar aterrizar en el helipuerto de la base de Dosrius.

Durante la aproximación a Dosrius fueron disminuyendo la altura, pero para llegar hasta la helisuperficie había que franquear una zona de montaña. El piloto les advirtió que no iba a poder pasar al otro lado de la montaña y declinó aterrizar en ese lugar. Él estuvo en todo momento informando al piloto de las líneas eléctricas y otros obstáculos del terreno que iba observando ya que volaban a baja altura. Así mismo iba comprobando si se había encendido algún otro aviso más. En ese tramo del vuelo el piloto le pidió que hiciera una foto general de las dos pantallas de presentación de datos.

Según relató, siguieron volando a baja altura dirigiéndose hacia el aeropuerto de Sabadell. El piloto decidió ir al helipuerto que hay en el circuito de Cataluña (en Montmeló). El otro agente, que iba sentado atrás, sugirió la opción de aterrizar en el helipuerto de la Roca, pero el piloto lo valoró y lo desestimó ya que esa helisuperficie no le ofrecía garantías suficientes.

Al divisar el circuito de Cataluña, el piloto les confirmó que iban a tomar tierra en ese helipuerto. Cuando estaban en la senda de aproximación final empezaron a oír ruidos en la parte trasera. Dijo que quizá esos ruidos provenían del que hacían las motocicletas que estaban circulando por la pista a gran velocidad, pero el piloto confirmó que los ruidos eran mecánicos. En ese instante, cuando estaban entrando en la FATO, oyeron una explosión muy fuerte y notaron un zarandeo. Entonces vio como el piloto bajaba la palanca del colectivo y en unos instantes empezaron a tomar contacto con el terreno deslizando y terminando el recorrido con una guiñada de 90° a la izquierda.

En ese momento observó humo en el exterior en el lado derecho y vio como el otro agente salía del helicóptero. Preguntó en voz alta que si salían varias veces, sin recibir respuesta. El otro agente advirtió de que había fuego en el motor derecho y entonces salió inmediatamente y se situó a una cierta distancia de seguridad por delante del helicóptero. Mientras, los otros ocupantes salieron del helicóptero y volvieron a entrar para recoger cosas del interior.

En esos momentos se dirigió a unos trabajadores del circuito para pedirles que llamasen a emergencias y trajeran un extintor inmediatamente. Poco después, trajeron el extintor y le ofrecieron llamar a un camión dotado de un depósito y una bomba que había en el circuito, a lo que les contestó que sí. Les pidió también que viniera urgentemente ya que veía que los otros dos ocupantes estaban intentando apagar el fuego con el extintor del helicóptero pero todavía salía mucho humo.

El camión llegó muy rápido y terminó de apagar el fuego, desapareciendo enseguida el humo. Previa solicitud al responsable del circuito, dejaron el camión cisterna en la zona y prepararon una zona de seguridad alrededor del helicóptero, ya que a pesar de estar la zona vallada se acercaba mucha gente hasta allí.

1.18.3. *Declaraciones del ocupante en el asiento trasero derecho*

Relató que habían realizado un operativo policial de vigilancia en la zona de Sant Iscle de Vallalta y que después «procedían a retornar a la base situada en el aeropuerto de Sabadell». Entonces, el agente que iba sentado delante advirtió al piloto que se acababa de encender la luz indicadora del CHIP 2. Desde su posición en el asiento trasero derecho de la aeronave y desplazándose un poco hacia la izquierda pudo ver también que, efectivamente, se había encendido la luz de color naranja de indicación.

Acto seguido el piloto puso el motor derecho en modo TRNG y les fue indicando lo que iba haciendo en todo momento, así como las intenciones que tenía y el procedimiento en esa fase de vuelo. También les comentó que iba a intentar aterrizar en la base de Dosrius, que quedaba aproximadamente «entre las 4 y las 5» de la posición a la que estaban y un poco por encima del nivel de vuelo. Inició un viraje a la derecha con la intención de aproar el helicóptero hacia el norte para coger la senda de entrada a la helisuperficie citada, pero luego el piloto les indicó que no tenían suficiente potencia para librar la montaña sin forzar al otro motor, así que prosiguió el viraje y continuó hacia la zona de la Roca, con un descenso muy suave.

El piloto aprovechó para pedirle al agente que iba sentado delante que mirase en el manual de vuelo cuál era el procedimiento y lo repasaron en voz alta, momento en el cual observó desde su posición que la presión de aceite del motor derecho estaba por encima de los parámetros e indicaba «algo más de 12 bar», cosa que comentó en voz alta, a lo que el piloto indicó que efectivamente estaba por encima y que lo iba controlando. El otro agente, después de la comprobación del procedimiento de la luz indicadora del CHIP 2, le pasó el manual a petición suya y comprobó cuál era el procedimiento de presión de aceite alta. A continuación, y llegando a la zona de la zona comercial de la Roca de Valles, le comentó al piloto que recordaba una helisuperficie justo en esa zona por si quería aterrizar allí, pero éste le indicó que por razones de seguridad prefería una zona menos conflictiva y que estaba el circuito de Montmeló muy cerca con una zona preparada para ello, en la cual lo harían con mayor seguridad.

Ya en la fase final de aproximación, el agente que iba sentado delante comentó si el ruido que se oía en cabina podría ser de las motocicletas que estaban entrenando en el circuito, a lo que él y el piloto contestaron que no, que el ruido venía de la parte de detrás de su posición. El ruido era intermitente pero a los pocos segundos, y habiendo ya librado la valla perimetral de la FATO del circuito, el ruido se intensificó y oyó una fuerte y seca explosión seguido de una pequeña guiñada y mucha vibración. Seguidamente notó que caían y sintió un primer impacto contra el suelo seguido de un segundo impacto y el helicóptero empezó a deslizar sobre los patines iniciando un viraje a la izquierda durante el desplazamiento. Cuando se detuvo, el habitáculo se llenó de un humo denso que dificultaba un poco la respiración. Acto seguido abrió la puerta lateral y salió de la aeronave. Al mirar hacia el motor derecho vio fuego en él, momento en el cual observó que tanto el piloto como el otro agente estaban todavía en sus asientos y les indicó en tres ocasiones que había fuego y que había que abandonar la aeronave. El agente lo abandonó inmediatamente, y volvió para indicar al piloto que había fuego y que debían irse ya, porque éste seguía realizando alguna labor en la cabina. El piloto se bajó y se alejaron corriendo hacia una zona que pensaron que era segura.

Momentos después el piloto volvió al helicóptero a vaciar el extintor de cabina en la zona del motor que estaba ardiendo, y ellos buscaron extintores y avisaron para que les ayudasen a apagar el fuego que aún se encontraba activo. Su compañero avisó, y él ayudó al piloto con un extintor proporcionado por un vigilante de seguridad que se encontraba en la zona a intentar apagar las llamas. Al poco rato llegó un camión dotado de un depósito y una bomba que estuvo lanzando agua a la zona indicada por el piloto y el fuego se extinguió por completo.

Ya con la zona asegurada marcaron, acotaron y balizaron la zona para preservar la aeronave y las piezas esparcidas y, con la ayuda de patrullas policiales alertadas por ellos mismos, se restringió el acceso.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

Durante la investigación se preguntó al fabricante del motor si tenía conocimiento de algún otro suceso similar en el que se hubiera producido la fractura del eje de potencia de turbina del motor por fatiga en la rosca del tornillo de apriete de la parte delantera del eje, siendo la contestación negativa. No obstante sí que había un antecedente con cierta similitud en 2014, en el que un helicóptero militar había sufrido la rotura del eje de potencia del motor, que fue ocasionada por el deterioro de un cojinete trasero del eje que ocasionó un considerable aumento de la temperatura y degradó las características mecánicas del eje.

Como consecuencia de estos dos sucesos, se emitió un Boletín de Servicio de alerta de emergencia el 23 de junio de 2015, para actualizar el manual de vuelo en el caso de que surgiera una indicación en cabina de presencia de partículas metálicas en alguno

de los motores. La aclaración de 3.12.3 en el manual de vuelo especifica que cuando se establece la condición de vuelo OEI, el motor afectado debe cerrarse y se pide aterrizar tan pronto como sea posible.

Luego, para el aterrizaje y si es necesario, el motor afectado puede ser reiniciado. Sin embargo, en este caso se pide al piloto que controle los parámetros del motor (TRQ, TOT, N₁, EOP, EOT) y si estos parámetros fluctúan o si se sobrepasan sus límites, el motor debe apagarse inmediatamente.

Por su parte EASA emitió el 25 de junio de 2015 una directiva de aeronavegabilidad aprobando la citada actualización del manual de vuelo y advirtiendo de que una indicación en cabina de presencia de partículas metálicas en alguno de los motores puede significar un posible deterioro de alguno de los cojinetes del eje de turbina, que de no tomar una acción inmediata lleve a la rotura del eje con la posible fragmentación del mismo y proyección de los distintos elementos.

En el marco de la sustitución del módulo 01 (módulo reductor) o del módulo 02 (módulo generador de gas), es necesario desatornillar/atornillar la tuerca de la turbina de potencia (PT). Durante estas acciones de mantenimiento, la parte del extremo del hilo del eje del PT se comprueba visualmente para ver si está en buen estado. No hay ninguna otra acción de mantenimiento específica que afecte al eje PT.

El fabricante del motor comentó que aunque no pudo determinar la causa exacta de la rotura, aún se está investigando el motivo que pudo llevar a la rotura por fatiga del hilo de la rosca y mostró su opinión en el sentido de que si el piloto hubiera aterrizado inmediatamente cuando apareció una indicación en cabina de presencia de partículas metálicas en el motor derecho, muy probablemente no se habría producido la rotura del eje ni se hubieran ocasionado los daños posteriores.

Para evitar que un suceso similar se repita, es por lo que Airbus Helicopters y EASA emitieron respectivamente un Boletín de Servicio de Alerta de Emergencia y una Directiva de Aeronavegabilidad de Emergencia para aclarar el procedimiento de emergencia en caso de advertencia de CHIP.

2. ANÁLISIS

2.1. General

El vuelo en el que se produjo el accidente del helicóptero EC-KYJ se realizó con todos los requisitos y aprobaciones necesarias en regla, tanto para la aeronave como para el piloto. Las condiciones meteorológicas permitían el vuelo y no fueron limitativas ni de influencia en el accidente.

Se analizan en este accidente, tres aspectos: el primero de ellos los relacionados con el fallo del motor, el segundo referente a la rotura y su evolución y el tercero de ellos relacionado con la gestión del fallo del motor por parte del piloto.

2.2. Fallo del motor

La investigación determinó que el aviso CHIP 2 apareció durante el vuelo con una presión de aceite del motor derecho por encima del límite. Esta información alertó al piloto de que el motor derecho no estaba funcionando normalmente y que era necesario aplicar el procedimiento de emergencia para aviso de partículas (CHIP 2) según lo requerido y detallado en el manual de vuelo.

El procedimiento de emergencia definido en el manual de vuelo requiere apagar el motor derecho. Sin embargo, el piloto no siguió este procedimiento y el fallo del motor derecho fue causado por la demanda de energía utilizada durante la fase final del aterrizaje.

Inicialmente, había una grieta por fatiga en el hilo de la tuerca utilizada para apretar el extremo delantero del eje de transmisión de potencia. Como el motor derecho no se apagó, la fractura creció con el tiempo y cuando finalmente se rompió por completo, la tensión en el cono de transmisión de potencia provocó una sobrecarga axial del cojinete de empuje del eje. Esta sobrecarga causó la destrucción del cojinete y como consecuencia, la pérdida de retención axial del eje. Al demandar potencia durante el aterrizaje, el eje se movió hacia atrás. Cuando salió despedido parcialmente, al contacto con la turbina de potencia y las partes por detrás de la misma llevó a la deformación y a la rotura estática del eje apoyado en la carcasa de cojinete trasero.

Al romperse el eje salió despedida su parte trasera de manera incontrolada y eso fue lo que dañó todos los elementos que interfirieron en su camino.

Todos los daños encontrados en el motor y transmisiones fueron producidos como consecuencia del fallo inicial y se ha descartado cualquier otra causa que hubiese influido en el desarrollo de las roturas.

Por otra parte, la aeronave había salido recientemente de una revisión de mantenimiento sin que se hubiera detectado ninguna anomalía que pudiera avanzar nada al respecto.

2.3. Análisis de la rotura y su evolución

Durante la investigación, el fabricante del motor no pudo identificar la causa raíz del fenómeno de fatiga en el hilo del eje de potencia.

Por otro lado, la fractura creció después de que el aviso CHIP 2 apareciera (indicando la presencia de partículas metálicas en el motor derecho) mientras el motor derecho siguió funcionando hasta que se produjo la rotura.

Para evitar que un suceso igual se repita, Airbus Helicopters y EASA emitieron respectivamente un Boletín de Servicio de Alerta de Emergencia y una Directiva de Aeronavegabilidad de Emergencia para aclarar el procedimiento de emergencia en caso de aviso del CHIP. Por lo tanto, este evento no debería volverse a repetir si se aplica el procedimiento CHIP de emergencia.

La aplicación del procedimiento de emergencia de aviso del CHIP no impedirá una eventual fatiga adicional de una tuerca porque la causa raíz no ha sido identificada, pero evitará que un suceso igual (destrucción del motor derecho y daños en el fuselaje) vuelva a ocurrir.

Además, después de que aparezca un aviso de CHIP, se realizan acciones de mantenimiento para solucionar los problemas e identificar el motivo del aviso. De acuerdo con los resultados de esto, se podría llevar a cabo la inspección de la tuerca si existiera alguna sospecha.

2.4. Gestión de la emergencia

La experiencia del piloto, tanto total como en el tipo de helicóptero, era amplia. En cuanto a los agentes, aunque ninguno de los dos tenía ninguna misión en las labores técnicas del vuelo, se les puede considerar con cierta cualificación, debido a la experiencia que acumulaban en vuelos similares y a la información que se les había ido suministrando durante estos vuelos en referencia a los distintos avisos sobre los elementos de la aeronave que se pueden presentar en cabina durante la operación.

En este sentido cabe destacar que fue el agente que iba sentado junto al piloto el primero que se percató de que se había encendido una indicación en cabina de presencia de partículas metálicas en el motor derecho. El agente sentado en la parte trasera también estuvo pendiente y avisó de la presión del aceite. Es decir, ambos, aunque fuera de sus funciones, estuvieron alerta y atentos a lo que ocurría dentro de la cabina, y

facilitaron la labor del piloto informando de posibles obstáculos que pudiesen afectar al vuelo. Le ayudaron incluso en la comprobación de las listas de chequeo y propusieron superficies alternativas para aterrizar. La cooperación de los dos agentes al piloto se considera de ayuda en la emergencia.

A pesar de no contar con ningún tipo de dispositivo de grabación de las comunicaciones en cabina, por las declaraciones de los tres ocupantes, se considera que el piloto durante la emergencia mantuvo la calma y el control de la aeronave.

La toma de decisiones, sobre todo en lo referente a la elección del campo y la evaluación de las posibles dificultades de aterrizaje y aproximación para la elección del campo fueron acertadas. Ello permitió al piloto planificar la toma en un campo con las mayores garantías para una toma con seguridad.

Una vez que apareció el aviso en cabina indicando la presencia de partículas de metal en el motor derecho y una presión de 12,3 bar por encima de los límites (10 bar), según lo indicado en el VEMD, el piloto decidió interrumpir el vuelo y preparar un aterrizaje en modo training.

No aplicó el procedimiento de emergencia CHIP 2 como dispone el manual de vuelo y ello indujo a errores en las prestaciones de cálculo del helicóptero. Aplicó el procedimiento en modo TRNG que solo está programado para entrenamiento.

Se dio cuenta de que la presión de aceite estaba fuera de los límites y en la zona roja, pero no reconsideró si debía aplicar otro procedimiento distinto al que estaba aplicando. Podría haber comparado la presión de aceite del motor derecho con la presión de aceite del motor izquierdo que estaba en alrededor de 3.8 bar.

Si el piloto hubiera apagado el motor derecho cuando el aviso CHIP 2 apareció como pone en el manual de vuelo, el eje del de potencia no se habría roto y no habría aparecido fuego. Debería haber aplicado el procedimiento CHIP 2 apropiado y ambos pasajeros podrían haberlo ayudado a verificar el procedimiento en el manual de vuelo. En tales condiciones, el mejor plan hubiera sido realizar una aproximación de emergencia y comprobar en ese momento si las prestaciones del helicóptero eran correctas.

Finalmente el piloto decidió dirigirse a una zona de aterrizaje segura en cuanto a que no era necesario requerir más potencia del motor que estaba funcionando para llegar a ella, que estaba prácticamente alineada con el rumbo que llevaba sin necesidad de tener que realizar ningún viraje arriesgado y que contaba con una superficie preparada y bien señalizada.

No hubo ningún aviso de fuego en cabina, ni humo. Durante la aproximación el motor afectado estaba en modo TRNG y eso hizo que las vibraciones y ruidos disminuyeran. Fue en la parte de la recogida en la toma cuando la solicitud sobre los motores se

incrementó, aumentándose entonces los ruidos y vibraciones hasta que se produjo la primera rotura del eje de potencia, y con ella se desencadenó el resto de roturas.

En cuanto al aterrizaje final, se considera que se hizo correctamente teniendo en cuenta que no se tenía control sobre el movimiento de guiñada (al haberse roto la transmisión al rotor de cola por el desprendimiento del eje de potencia), dejando que el helicóptero deslizase sobre los patines sin realizar ningún movimiento comprometido que pudiera haber puesto en peligro a los ocupantes. Prueba de ello es que la aeronave apenas resultó dañada, como consecuencia de la toma de tierra.

En lo que a la evacuación del helicóptero en primera instancia y la extinción del incendio posteriormente, también parece adecuada la actuación de los ocupantes.

Primero se pusieron a salvo, es decir, se protegieron, luego avisaron a las personas que les podían prestar una ayuda, es decir a operarios del circuito que son los que al final les proporcionaron un camión con depósito y bomba para apagar el fuego y mientras éste llegaba, intentaron sofocar las llamas con extintores para evitar que se extendieran al resto de la aeronave.

Finalmente fijaron una distancia de seguridad que evitase que nadie se pudiera acercar a la zona y resultase herido. En todo ello influyó, sin duda, la experiencia y la formación de los agentes en cuestiones relacionadas con las emergencias.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- El helicóptero despegó del aeropuerto de Sabadell para realizar una misión de vigilancia policial.
- El vuelo en el que se produjo el accidente se realizó con todos los requisitos y aprobaciones necesarias en regla, tanto para la aeronave como para el piloto.
- Las condiciones meteorológicas permitían el vuelo y no fueron limitativas ni de influencia en el accidente.
- En vuelo apareció un aviso en la cabina indicando la presencia de partículas metálicas en el motor derecho, por lo que el piloto decidió realizar un aterrizaje de emergencia.
- El piloto colocó el motor derecho en el modo de entrenamiento que no es el procedimiento de emergencia definido en el manual de vuelo, en el que se dice que hay que apagar el motor derecho en caso de advertencia CHIP 2.
- En el modo de entrenamiento el deterioro del motor derecho continuó hasta la rotura del tornillo de sujeción en la parte delantera del eje de potencia, que condujo a una sobrecarga axial del cojinete de empuje del eje. Esta sobrecarga provocó la destrucción del cojinete de empuje y como consecuencia la pérdida de retención axial del mismo.
- Después de un intento de aproximación a una helisuperficie en la localidad de Dosrius, el piloto decidió realizar un aterrizaje en la helisuperficie del circuito de Cataluña.
- Durante la aproximación final, al producirse solicitud de potencia en ambos motores, se rompió el eje de la turbina de potencia del motor derecho.
- Cuando salió despedido parcialmente, el contacto entre el eje de potencia giratorio y las partes detrás de él condujo a la deformación y a la rotura estática del eje del eje asentado en el alojamiento del cojinete trasero. La sección trasera del eje PT se separó del motor, destruyendo las partes aguas abajo
- La toma se realizó sin que se produjeran heridos. Los daños más importantes en el helicóptero afectaron al motor derecho, y al cono de cola.
- Una vez en tierra se constató por parte de los ocupantes que había fuego en el motor derecho y abandonaron la aeronave.
- No hubo indicación en vuelo de fuego.
- Posteriormente regresaron y sofocaron las llamas con la ayuda de dos extintores y de un camión con depósito y bomba que había en la zona.
- El análisis del eje de turbina del motor derecho ha confirmado que tuvo dos fracturas.
- Había señales de fatiga en la superficie de fractura del tornillo de sujeción en la parte delantera del eje de potencia. Sin embargo, el área donde la grieta había comenzado no era visible debido a las marcas de fricción alrededor de la superficie de la fractura.
- Había una rotura estática del eje de potencia en su asentamiento en la cubierta del rodamiento trasero
- El estudio realizado por el fabricante no permitió determinar la causa de la rotura de la rosca del tornillo de apriete.
- Al desprenderse el eje dañó varios elementos del cono de cola, sobre todo la transmisión y se originó fuego en el motor derecho, que se extendió al izquierdo.

3.2. Causas/factores contribuyentes

La Investigación ha concluido que había fatiga en el hilo del tornillo de apriete en la parte delantera del eje de potencia y también que la gestión del procedimiento de aviso CHIP 2 no se llevó a cabo de acuerdo con el procedimiento descrito en el manual de vuelo.

Como el motor derecho no se cortó, las condiciones de trabajo del motor se deterioraron hasta la rotura del eje de transmisión al nivel del tornillo de sujeción y la destrucción del cojinete de empuje del eje, y como consecuencia la pérdida de eje axial

El fallo total del motor se produjo durante la fase final del aterrizaje cuando se demandó potencia al motor derecho. El eje de potencia se desprendió entonces y dañó varios componentes incluyendo el eje del rotor de cola, causando un incendio en el motor derecho.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

No se ha emitido ninguna recomendación porque durante la investigación, para prevenir que un suceso similar se vuelva a repetir, Airbus Helicopters y EASA emitieron respectivamente un Boletín de Servicio de Alerta de Emergencia y una Directiva de Aeronavegabilidad de Emergencia para aclarar el procedimiento de emergencia en caso de advertencia de CHIP. Por lo tanto, un suceso igual no debería volver a ocurrir si se aplica el procedimiento CHIP de emergencia.

La aplicación del procedimiento CHIP de emergencia no evitará una eventual fatiga de una tuerca porque la causa raíz no se ha identificado, pero evitará que algo igual (la destrucción del motor derecho y los daños en el fuselaje) vuelva a ocurrir.

Además, después de que aparezca una advertencia CHIP, se tendrá que hacer una revisión para localizar posibles averías e identificar el motivo del aviso. De acuerdo con los resultados de esa revisión, puede darse alguna acción de mantenimiento correctivo que conduzca a una investigación en el motor y a una reparación. Esto cubriría cualquier tipo de daño, incluyendo el fallo de tuerca como ocurrió en este caso.

