

CIAIAC

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

Informe técnico IN-003/2011

Incidente ocurrido a la
aeronave Airbus 330,
matrícula EC-LKE, operada
por Air Europa, a nivel de vuelo
FL240, en las proximidades
del VOR/DME Toledo,
el 13 de febrero de 2011



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

IN-003/2011

**Incidente ocurrido a la aeronave Airbus 330,
matrícula EC-LKE, operada por Air Europa,
a nivel de vuelo FL240, en las proximidades
del VOR/DME Toledo, el 13 de febrero de 2011**



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: 161-15-003-X

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	vi
Sinopsis	vii
1. Información factual	1
1.1. Reseña del vuelo	1
1.2. Daños sufridos por la aeronave	2
1.3. Información sobre el personal	4
1.4. Información sobre la aeronave	5
1.4.1. Información general de la aeronave EC-LKE	5
1.4.2. Información del motor derecho (número 2)	6
1.4.3. Información del álabes número 4	6
1.4.4. El motor Trent 700	6
1.5. Ayudas para la navegación, comunicaciones y registradores de vuelo	8
1.5.1. Aparición del fallo: ENGINE STALL	9
1.5.2. ENGINE FAIL	10
1.5.3. After ENGINE SHUT DOWN	11
1.5.4. Resto del vuelo hasta el aterrizaje	12
1.6. Información de aeródromo	14
1.7. Supervivencia	14
1.8. Ensayos e investigaciones	15
1.8.1. Desmontaje e inspección del motor	15
1.8.2. Estudio de la fractura del álabes número 4 (FW23741 RGF18472)	16
1.8.3. Estudio del desarrollo de la fractura a partir del defecto de pegado	20
1.8.4. Proceso de fabricación del álabes	22
1.8.5. Estudio de posibles cargas inusuales sobre el álabes	24
1.8.6. Antecedentes de desprendimientos parciales de álabes del fan en la flota Trent 700 ...	26
1.8.7. Evaluación del riesgo	26
1.8.8. Acciones de mejora tomadas tras el incidente	27
1.8.9. Declaración de la tripulación	28
2. Análisis	29
2.1. Gestión de la emergencia	29
2.2. Rotura del álabes	32
2.3. Secuencia de eventos tras el desprendimiento parcial del álabes del fan	35
2.4. Detección del fallo	36
2.5. Medidas de prevención adoptadas	36
3. Conclusiones	39
3.1. Constataciones	39
3.2. Causas/Factores contribuyentes	40
4. Recomendaciones sobre seguridad operacional	43

Abreviaturas

00°	Grado(s)
ACC	centro de control de área
AD	Directiva de aeronavegabilidad
ATC	Control de tráfico aéreo
ATPL(A)	Licencia de piloto de transporte de línea aérea de avión
CAAM	Metodología de evaluación de aeronavegabilidad continuada
CAS	Velocidad calibrada
cm	Centímetro(s)
CSN	Ciclos desde nuevo
CVR	Registrador de voces en cabina
DB	Pegado por difusión
EASA	Agencia europea de seguridad aérea
ECAM	Sistema centralizado de monitorización de aeronave
EHM	Monitorización del motor
EPR	Relación de presiones en el motor
FDR	Registrador de datos de vuelo
FBO	Desprendimiento del álabe del fan
FCTM	Manual de entrenamiento de tripulación de vuelo
FDM	Monitorización de datos de vuelo
FL	Nivel de vuelo
ft	Pie(s)
h	Hor(a)
HDG	Rumbo
HP	Alta presión
GS	Velocidad respecto al suelo
HCF	Fatiga a alto número de ciclos
ILS	Sistema de aproximación instrumental
IR	Habilitación para vuelos instrumental
kg	Kilogramo(s)
kt	Nudo(s)
L	Izquierdo
LCF	Fatiga a bajo número de ciclos
LP	Baja presión
m	Metro(s)
MCT	Potencia máxima continua
MHz	Megahertzio(s)
MLW	Peso máximo al aterrizaje
mm	Milímetro(s)
MO	Manual de Operaciones
NMSB	Boletín de servicio no modificable
µm	Micra(s)
N1	Revoluciones del eje de baja presión
N3	Revoluciones del eje de alta presión
P/N	Número de parte
PF	Piloto a los mandos
PFR	Informe postvuelo
PNF	Piloto no a los mandos
QAR	Registrador de acceso rápido
R	Derecho
S/N	Número de la serie
SEM	Microscopio electrónico de barrido
SPF	Moldeado por superplasticidad
SSEI	Servicio de salvamento y extinción de incendios
TSN	Horas totales desde nuevo
TWR	Torre de control

Sinopsis

Propietario y operador:	Air Europa
Aeronave:	Airbus 330-243, matrícula EC-LKE
Fecha y hora del incidente:	Domingo, 13 de febrero de 2011; a las 16:16:03 hora local ¹
Lugar del incidente:	FL240 en las proximidades de Toledo VOR/DME
Personas a bordo:	11 tripulantes, ilesos; 333 pasajeros, ilesos
Tipo de vuelo:	Transporte aéreo comercial – Regular-internacional – Pasajeros
Fase de vuelo:	En ruta
Fecha de aprobación:	24 de junio de 2015

Resumen del incidente

El domingo 13 de febrero de 2011, la aeronave EC-LKE Airbus 330, operada por Air Europa, despegó de Madrid (España) con destino Cancún (México), con 344 personas a bordo. A las 16:16:03 h, 14 minutos después de iniciar la carrera de despegue, se produjo un problema en el motor número 2 (motor derecho). La tripulación declaró emergencia (MAYDAY) y decidió regresar al aeropuerto de Madrid donde la aeronave aterrizó sin incidencias.

La investigación ha determinado que el incidente de la aeronave EC-LKE se produjo por el desprendimiento parcial del álabe del fan número 4 (P/N FW23741 S/N RGF18472) del motor derecho (Trent 772B-60 S/N 41222). El álabe, que acumulaba 4.367 ciclos, se había fracturado debido a una grieta propagada por fatiga a partir de un defecto de pegado de 600 × 70 µm, situado a 150 mm de la raíz y 113 mm del borde de ataque, en la unión entre el panel de succión y la membrana.

Este defecto, originado por la presencia de un contaminante orgánico durante el proceso de fabricación, además de impedir el pegado del material modificó localmente las propiedades del material, sin producir modificaciones visibles en la microestructura. Bajo esfuerzos normales de operación, este defecto, de forma aislada, no pudo haberse desarrollado y fracturar el álabe en 4.367 ciclos, por lo que se considera probable que el álabe estuviese sometido a cargas mayores a las nominales. Las circunstancias bajo las que dichas cargas pudieron haberse producido no han podido ser determinadas.

El informe contiene una recomendación de seguridad dirigida a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) como autoridad de certificación del módulo del carenado del fan.

¹ La referencia horaria utilizada es la hora local, obtenida del registrador de datos de vuelo.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Reseña del vuelo

El domingo 13 de febrero de 2011, la aeronave EC-LKE Airbus 330, operada por Air Europa, tenía planificado un vuelo con origen Madrid (España) y destino Cancún (México). A bordo iban 333 pasajeros, 8 tripulantes de cabina de pasajeros² y 3 tripulantes de vuelo³ (un comandante y dos copilotos).

El piloto a los mandos («pilot flying») era uno de los copilotos y estaba sentado a la derecha. El comandante estaba sentado a la izquierda y ejercía las funciones de piloto no a los mandos («pilot monitoring»). El segundo copiloto se encontraba en uno de los asientos vacantes de la tripulación (o transportines) de la cabina de vuelo.

La primera comunicación con la torre de control de Madrid se produjo a las 15:26 h y en ella la aeronave solicitó autorización para la puesta en marcha. Las condiciones meteorológicas eran de viento de 210° de dirección y 13 kt de intensidad con rachas de hasta 29 kt.

A las 16:02 h la aeronave estaba en la cabecera de la pista 15R para iniciar el despegue y continuar con la salida estándar por instrumentos CCS1AS que le había sido autorizada.

A las 16:13 h la aeronave fue autorizada a ascender a FL240 y, un minuto después, a FL270.

A las 16:16:03 h, 14 minutos después de iniciar la carrera de despegue, se produjo el desprendimiento parcial de un álabe del fan («partial FBO fan blade off») del motor número 2 (motor derecho). Se oyó un ruido en cabina y una fuerte vibración en toda la aeronave que se mantuvo durante el resto del vuelo. En el ECAM («Electronic Centralized Aircraft Monitoring») aparecieron los avisos de ENGINE STALL y ENGINE FAIL. En ese momento la aeronave se encontraba a 24.100 ft, con 86% de N1 en ambos motores, en ascenso y a una velocidad de 378 kt de GS («Ground Speed») y 306 kt de CAS (Calibrated airspeed). Los parámetros de funcionamiento de ambos motores antes de producirse el fallo habían sido normales. La tripulación reaccionó inmediatamente y, a los 5 segundos de la aparición del fallo, la palanca de gases del motor 2 se pasó a la posición de IDLE. A los 35 segundos (16:16:38 h) se produjo el apagado del motor (ENGINE MASTER OFF).

A las 16:16:24 h la tripulación declaró emergencia (MAYDAY MAYDAY MAYDAY) y su intención de regresar a Madrid. El servicio de control de tráfico dio prioridad a la aeronave sobre el resto de aeronaves y facilitó en todo momento la vuelta a Madrid. A las 16:21 h el aeropuerto de Madrid-Barajas activó la alarma local.

² Manual de Operaciones parte A, apartado 4.1.4.2. La tripulación de cabina de pasajeros mínima para el Airbus A330-200 es de 8 tripulantes.

³ Tripulación de vuelo incrementada en un piloto de relevo debido al tiempo previsto de vuelo. La tripulación de vuelo mínima para el Airbus A330-200 es de 2 pilotos (MO parte A, apartado 4.1.3).

A las 16:36 h, 20 minutos después de producirse el fallo del motor, la aeronave realizó una toma con sobrepeso (*overweight landing* con 228.400 kg)⁴ en la pista 18R. El viento era de 240° de dirección y 16 kt de intensidad con rachas de hasta 24 kt. La toma se produjo sin incidencias.

La aeronave abandonó la pista por la calle de salida Z10 y continuó por las calles de rodaje W, MZ, M16, M17 con intención de ir al puesto de estacionamiento 40 que le habían asignado. Durante el rodaje, la temperatura de las ruedas empezó a aumentar y la tripulación decidió no continuar con el rodaje. Tras la solicitud a ATC, la aeronave se detuvo a las 16:42 h en R7. Minutos más tarde, con la aeronave ya detenida, se produjo un pequeño fuego en la rueda número 4 del tren principal izquierdo. Los bomberos, que se encontraban al lado de la aeronave, aplicaron agua y controlaron en seguida el fuego. Como medida preventiva enfriaron todo el tren de aterrizaje.

No hubo evacuación de emergencia y el pasaje empezó a desembarcar a las 17:10 h de forma normal por las puertas 2 y 4 izquierdas. A las 17:20 h finalizó el desembarque y el pasaje se trasladó en jardineras a la terminal T4. A las 17:41 h se desactivó la alarma local en el aeropuerto y el pasaje se reubicó en otro vuelo esa misma noche. Ninguna persona a bordo de la aeronave resultó con ningún daño o lesión.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La inspección visual de la aeronave tras el incidente mostró los siguientes daños en el motor derecho (número 2):

- En los álabes del fan (*fan blades*):
 - Había desaparecido el 75% (aproximadamente) del álabe número 4⁵ del fan. Este álabe había sido el primero en fallar.
 - Había desaparecido el 50% (aproximadamente) del álabe anterior⁶, el número 5.
 - El resto de álabes presentaba distintos grados de ondulación (*rippling*) y desgarros (*tearing*).
- En el carenado del fan (*fan case*):
 - Había una marca de impacto en la posición⁷ 2, otra más pequeña en la posición 3 y en la posición 5.
- En la tobera de entrada (*nose cowl*):
 - Había una marca de impacto con material levantado en la posición 5, que afectaba también al carenado del fan.

⁴ El peso máximo para el aterrizaje (MLW: *maximun landing weight*) era de 180.000 kg. Había despegado con 233.000 kg, el peso máximo al despegue.

⁵ Referencia a la posición de instalación del álabe en el fan.

⁶ Anterior en sentido de movimiento.

⁷ Posiciones referidas a referencias horarias visto el motor desde la tobera de entrada hacia la tobera de escape (por ejemplo, posición 4 se refiere a la posición que marcaría la aguja de las horas a las 04:00 h).

- Se había producido una perforación en la barrera interior (*inner barrel*) entre las posiciones 3 y 4.
 - Había desaparecido material del panel exterior (*outer panel*) entre las posiciones 4 y 9 (3,38 m de longitud y un ancho máximo de 60 cm).
- No se habían producido pérdidas de fluidos ni incendios en el motor.

El flap exterior derecho presentaba una fisura de 2,5 cm. El resto de la aeronave no había sufrido ningún daño. Tras la primera inspección en Madrid, se desmontó el fragmento del álabo número 4 que había quedado unido al fan y se trasladó a las instalaciones del fabricante en Derby (Reino Unido). El motor se desmontó de la aeronave y también se envió para su posterior inspección. Una vez en Derby, se desmontaron todos los álabes restantes.



Figura 1. Aeronave tras el incidente (vista lateral del motor número 2)



Figura 2. Aeronave tras el incidente (vista frontal del motor número 2)

1.3. Información sobre el personal

La tripulación de vuelo estaba formada por un comandante, dos copilotos y 8 tripulantes de cabina de pasajeros, uno de ellos ejerciendo de sobrecargo. Toda la tripulación había iniciado su actividad el día del incidente a las 13:25 h.

El comandante de la aeronave, que en el momento del incidente actuaba como piloto no a los mandos, tenía 47 años, era de nacionalidad española y llevaba 19 años trabajando para Air Europa. Tenía en vigor el certificado médico, las habilitaciones de tipo para A330, de vuelo por instrumentos (IR) y la licencia de ATPL (piloto de transporte de línea aérea). Acumulaba 14.757 h totales de vuelo y 1.880 h en el tipo. El día previo al incidente había estado descansando. La última semana había volado 25 h, el último mes 85 h, el último trimestre 197 h y el último año 783 h. Los últimos cursos de formación habían sido el simulador de refresco (diciembre 2010), la verificación de competencia del operador (septiembre 2010), el curso teórico de refresco (junio 2010) y la verificación de competencia JAR-FCL (mayo 2010).

El copiloto de la aeronave, que en el momento del incidente actuaba como piloto a los mandos, tenía 38 años, era de nacionalidad española y llevaba 6 años trabajando para la compañía. Tenía en vigor el certificado médico, la licencia de ATPL y las habilitaciones de tipo para A330 y de vuelo por instrumentos (IR). Acumulaba 5.386 h totales y 2.084 h en el tipo. La última semana no había volado, el último mes había volado 76 h, el último trimestre 228 h y en el último año 861 h. La formación más reciente había sido el simulador de refresco (noviembre 2010), la verificación de competencia del operador (junio 2010), el curso teórico de refresco (mayo 2010) y la verificación de competencia JAR-FCL (mayo 2010).

El segundo copiloto, que iba como piloto de relevo, tenía 30 años, era de nacionalidad española y llevaba 6 años en la compañía. Acumulaba 5.995 h de vuelo totales y 2.164 h en el tipo. Tenía en vigor el certificado médico, la licencia de ATPL y las habilitaciones de tipo de vuelo instrumental (IR) y de copiloto de A330. Había descansado el día anterior al incidente. Los últimos siete días había volado 18 h, el último mes 78 h, el último trimestre 239 h y el último año 876 h. En octubre de 2010 había pasado el último curso teórico y el simulador de refresco, en agosto de 2010 la última verificación de competencia y en abril de 2010 la verificación de competencia JAR-FCL.

El sobrecargo, de nacionalidad española, tenía 44 años y trabajaba desde hacía 23 años en la compañía. La última semana había descansado, en el último mes había volado 30 h, en el último trimestre 92 h y en el último año 460 h. Su último entrenamiento periódico había sido en junio de 2010.

El resto de los tripulantes de cabina de pasajeros tenían entre 30 y 35 años, eran de nacionalidad española y habían descansado el día anterior (a excepción de dos de ellos). Llevaban en la compañía entre 5 y 11 años.

1.4. Información sobre la aeronave

1.4.1. Información general de la aeronave EC-LKE

La aeronave, modelo Airbus A330-243 S/N461, era propiedad del grupo Orbest⁸ Airlines. Hasta el 23 de diciembre de 2010 había estado operada por Orbest Portugal, una empresa filial de la propietaria, con matrícula CS-TRA. Con fecha del 23 de diciembre de 2010 pasó a ser operada por Air Europa con la matrícula EC-LKE.

La aeronave tenía instalados dos motores Rolls-Royce Trent 772B-60. El derecho (número 2) de S/N 41222 y el izquierdo (número 1) de S/N 41223. En el momento del incidente la aeronave acumulaba 39.563:58 h totales. El último vuelo había sido el trayecto Cancún-Madrid con llegada a Madrid a las 12:02 h, es decir, cuatro horas antes del incidente.

Orbest Airlines, además de propietaria, era la responsable de la gestión de la aeronavegabilidad de la aeronave, tanto durante su operación con Orbest Portugal como con Air Europa. Por parte de las operadoras (Orbest Portugal y Air Europa) se realizaba la monitorización de datos de vuelo (FDM, «flight data monitoring»), el seguimiento de averías a través del sistema AIRMAN y el seguimiento estadístico de actuaciones del motor subcontratado a Rolls-Royce. Como parte de este seguimiento, los reportes de funcionamiento de los motores eran recibidos por el operador y por

⁸ Anteriormente denominado Iberworld.

Rolls-Royce, que comunicaba al operador cualquier excedencia de los límites de operación y las acciones de mantenimiento recomendadas.

1.4.2. Información del motor derecho (número 2)

El motor derecho, Rolls-Royce Trent 772B-60, S/N 41222, había sido fabricado en el año 2001 y había estado siempre instalado en la aeronave del incidente. Acumulaba 34.350 h desde nuevo (TSN) y 4.367 ciclos desde nuevo (CSN).

Desde su instalación en la aeronave, el motor se había desmontado para mantenimiento en tres ocasiones: julio 2002, abril 2007 y abril 2010. En esta última revisión, con 33.409 h totales (TSN) y 4.258 ciclos totales (CSN), se instalaron 6 nuevos álabes del fan y el resto de álabes (entre ellos el que tuvo la rotura) fueron reparados y reinstalados en el motor. Desde entonces habían transcurrido 940 h y 109 ciclos.

1.4.3. Información del álabes número 4

El álabes número 4, en el que se había iniciado el fallo (P/N FW23741, S/N RGF18472), era el que presentaba mayor porcentaje de material desprendido (véase figura 2). Acumulaba 34.350 h desde nuevo (TSN) y 4367 ciclos totales desde nuevo (CSN).

Había sido fabricado en el año 2001 y, tras su fabricación, se había instalado en el motor número 2. La última acción de mantenimiento sobre el álabes había sido en abril de 2010 en la que se habían realizado acciones rutinarias de mantenimiento sobre el álabes: se había aplicado de nuevo el recubrimiento de la raíz (*root coatings*), se había restaurado el perfil del borde de ataque y el acabado de la superficie del álabes y se habían cambiado unas piezas de fijación del álabes (*shear keys*). Se inspeccionó el álabes con resultado positivo y se volvió a instalar en el motor. Desde ese día hasta el incidente habían transcurrido 109 ciclos y 940 h.

1.4.4. El motor Trent 700

El motor Rolls-Royce Trent 700 es un motor de tres ejes instalado en la semiala. Consta de tres compresores (baja, intermedia y alta presión) movidos por sus correspondientes turbinas. Las dimensiones exteriores son de 7,3 metros de longitud y 3,2 m de diámetro de la tobera de entrada, siendo el diámetro del fan de 2,4 m.

Las unidades principales del sistema de propulsión son la tobera de entrada (*nose cowl*), las compuertas de acceso al fan (*right and left fan cowl door*), el motor y sus soportes, la tobera de escape (*nozzle*) y las reversas (*thrust reverse*).

El motor está compuesto por 8 módulos de los cuales se mencionan el 1 (*Low Pressure compressor*) y el 7 (*LP compressor case o fan case*) por su interés en el incidente:

- Módulo 1 (*LP Compresor*): está compuesto por un rotor⁹ simple formado por 26 álabes unidos a un disco. Uno de estos álabes fue el que se fracturó durante el incidente. El disco del fan está unido al eje (*LP compressor shaft*), que es desde el que se toma la indicación de N1 que se presenta en cabina. Los álabes del fan son muy característicos porque internamente tienen una estructura hueca que permite disminuir su peso. El proceso de fabricación del álabes se realiza a partir de tres paneles. Dos paneles más gruesos, que constituirán las caras externas del álabes, y un tercer panel entre ambos, denominado membrana, más delgado y pequeño. A los paneles exteriores se les aplica, en determinados puntos, una sustancia «antiadhesiva», utilizando una plantilla que sólo se usa 30 veces. Esta sustancia evita el pegado entre los paneles y la membrana para permitir formar la estructura interna hueca. Cuando la sustancia «antiadhesiva» se ha aplicado, los paneles se someten a un proceso de pegado por difusión¹⁰ (*diffusion bonding*), a un proceso para darles la forma y a un proceso de «moldeado» por superplasticidad¹¹ (*super plasticity forming*) para generar la estructura del álabes (véase figura 3). En los puntos en los que no se ha aplicado sustancia «antiadherente» los paneles quedan unidos.
- Módulo 7 (*LP compressor case o fan case*): aloja al rotor del módulo 1, es decir, el fan, y, rodeando al carenado del fan se encuentra un recubrimiento de Kevlar, que es un material altamente resistente. El sistema de contención hace que los fragmentos liberados perforen y queden retenidos entre el carenado del fan y el recubrimiento de Kevlar. Este sistema evita que los daños producidos por un FBO se extiendan al motor o a la aeronave. Este sistema está diseñado para la condición

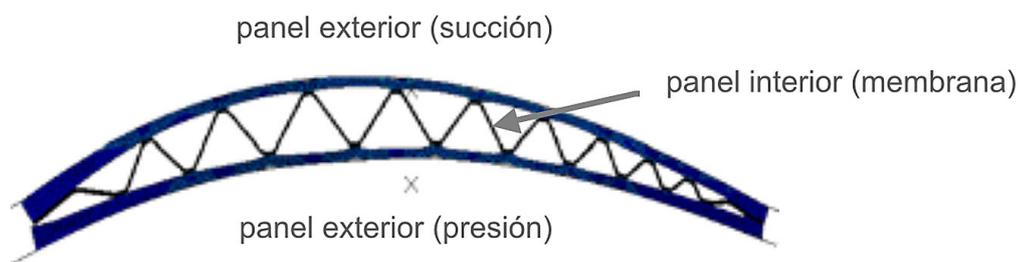


Figura 3. Sección del álabes: paneles externos y membrana interna

⁹ Denominado habitualmente «fan».

¹⁰ El pegado por difusión (DB, *diffusion bonding*) es una técnica capaz de unir materiales mediante el cual los átomos de dos superficies sólidas metálicas se mezclan bajo condiciones determinadas, habitualmente altas temperaturas y/o alta presión.

¹¹ El moldeado por superplasticidad (SPF, *super plasticity forming*) es un proceso en el que el material se lleva a su estado de superplasticidad en el que es posible deformarlo sobrepasando su punto de rotura. Este estado se consigue habitualmente bajo condiciones de alta temperatura

más desfavorable posible que es el desprendimiento de un álabe completo con potencia de despegue¹².

Además de este sistema, el motor tiene dos sistemas fusibles en el módulo 2 (situado detrás del fan) que actúan en el caso de un FBO. Los fusibles permiten que el fan gire excéntrico alrededor del nuevo centro resultante tras la pérdida de masa en un FBO. Este sistema reduce el nivel de vibración transmitido al resto del motor y a la aeronave.

1.5. Ayudas para la navegación, comunicaciones y registradores de vuelo

La reconstrucción del vuelo se realizó a partir de las comunicaciones y trazas radar de las dependencias de control implicadas durante el incidente, de los datos registrados en el registrador de datos de vuelo FDR¹³ (*Flight Data Recorder*) y de las comunicaciones en cabina de vuelo grabadas en el CVR¹⁴ (*Cockpit Voice Recorder*). En las figuras 4 y 5 se muestran la trayectoria, altitud y velocidad (CAS) del vuelo desde su despegue por la pista 15R del aeropuerto de Madrid-Barajas hasta la toma por la pista 18R.

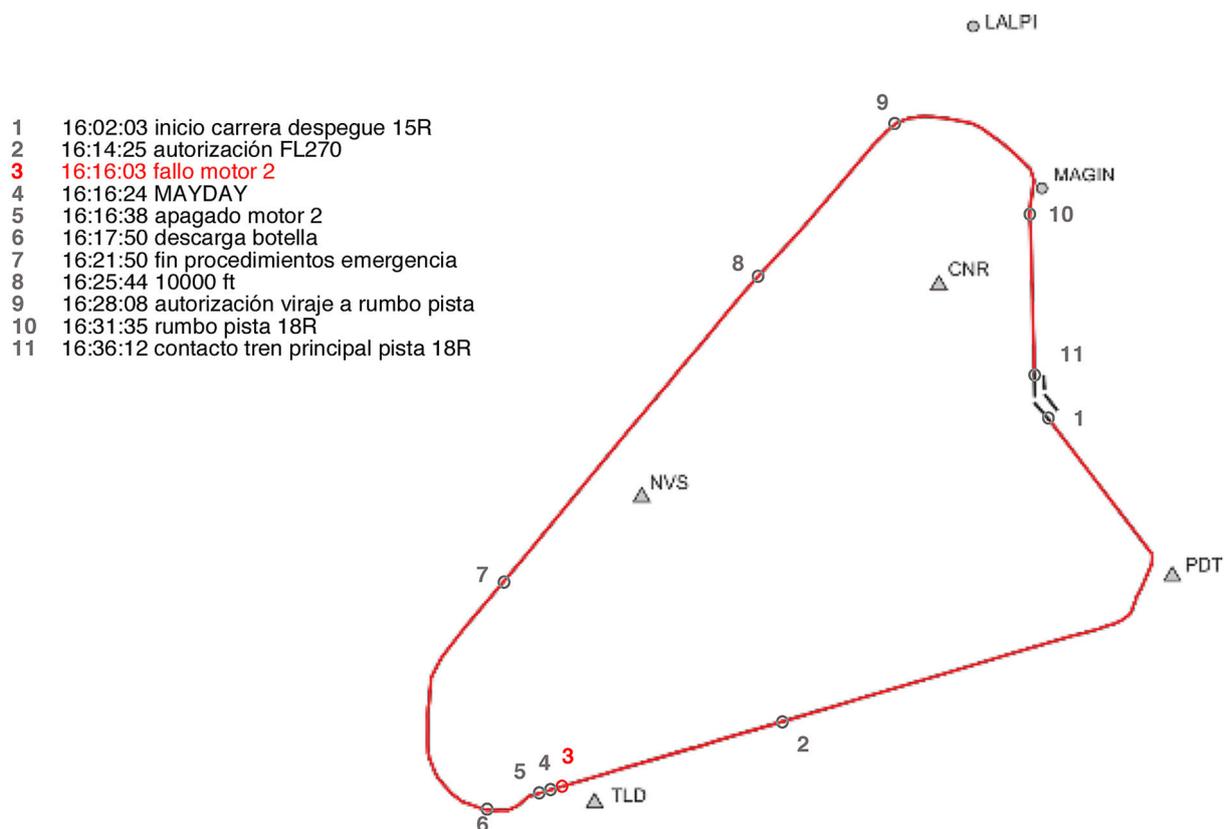


Figura 4. Trayectoria durante el vuelo

¹² Este sistema es objeto de pruebas durante el proceso de certificación del motor.

¹³ Honeywell P/N: 980-4700-042 S/N: 8451.

¹⁴ Honeywell P/N: 980-6022-001 S/N: 4847.

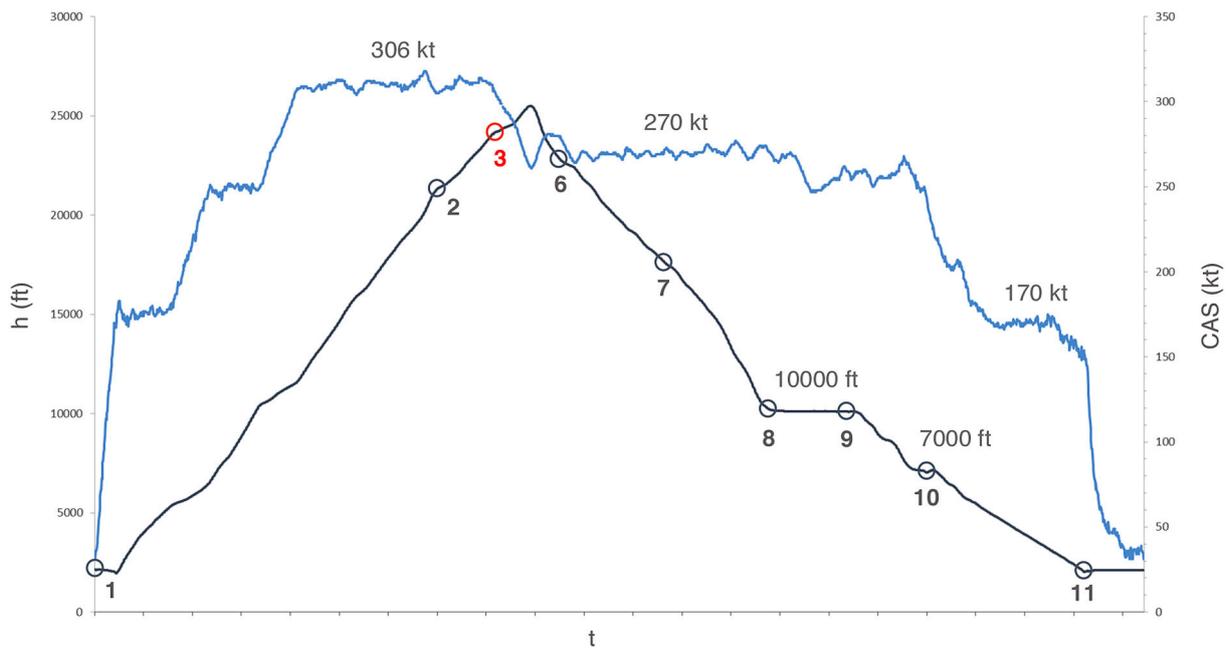


Figura 5. Altitud y velocidad (CAS) durante el vuelo (referencias 1 a 11 en la figura 4)

1.5.1. Aparición del fallo: ENGINE STALL

En la cabina de pilotos el fallo (punto 3 en figuras 4 y 5) produjo un ruido, una vibración muy fuerte (que se mantendría el resto del vuelo) y un aviso acústico (*single chime*). El FDR registró un incremento en la vibración de N3 del motor de 0,5 a 2,6 CU. El comandante verbalizó en voz alta el aviso que apareció en el ECAM¹⁵, que en un primer momento fue de ENGINE STALL y que repitió el copiloto. El FDR registró un descenso en las N1 del motor derecho.

La reacción instantánea del comandante fue la de tomar el control de la aeronave, que no fue comunicada al copiloto (hasta ese momento piloto a los mandos). Pidió las acciones del ECAM «ECAM actions», desconectó el piloto automático del copiloto¹⁶ y el empuje de gases automático¹⁷, pasó a ralentí (IDLE) la palanca de gases del motor

¹⁵ El ECAM es un sistema que presenta información del estado de la aeronave e indica las acciones que debe realizar la tripulación en la mayor parte de las situaciones normales, anormales y de emergencia.

¹⁶ El FDR registró la desconexión del piloto automático del copiloto, en ese momento a los mandos. A los 26 segundos se registró la conexión del piloto automático del comandante.

¹⁷ FCTM. Abnormal operations. Operating techniques. Engine failure during cruise. Procedure:
«As soon as the engine failure is recognize, the Pilot Flying (PF) simultaneously:

- Set all thrust levers to MCT.
- Disconnect A/THR.

Then, PF will

- select the SPEED according to the strategy,
- if appropriate, select a HDG to keep clear the airway...
- select the appropriate engine inoperative altitude in the FCO ALT window and pull for OPEN DES.

Then, PF will

- require the ECAM actions.»

derecho (5 segundos tras el fallo) y a MCT¹⁸ (*maximun continous thrust*) la del motor izquierdo. Estas primeras acciones fueron inmediatas y a los 11 segundos habían sido completadas.

El procedimiento fue interrumpido en ese momento por un familiar del comandante que, en tres intervenciones, comentó que había humo y fuego. A la vez que el comentario del familiar se escuchó al copiloto «you have controls and communications». El comandante dio indicaciones al copiloto para que declarara emergencia y que volvieran al campo, al piloto de relevo para que llamara al sobrecargo y les ayudara, y a los familiares que iban en la cabina de pilotos para que se ataran¹⁹. Estos, a los 2 minutos 20 segundos regresaron a sus asientos por indicación del sobrecargo y del piloto de relevo.

A los 21 segundos el copiloto, por indicación del comandante, declaraba MAYDAY a ATC y finalmente, a los 35 segundos de aparecer el fallo (punto 5 en figura 4), la tripulación apagó el motor derecho (ENGINE MASTER OFF), última acción del procedimiento de ENGINE STALL.

La rapidez en la reacción del comandante para ejecutar las acciones iniciales se reflejó en la forma de hablar: hablaba con mucha rapidez y transmitía urgencia. Luego, el tono de voz se volvió más tranquilo. La velocidad y el tono de voz del copiloto no cambiaron respecto a la situación normal y transmitía calma y tranquilidad.

1.5.2. ENGINE FAIL

A los 40 segundos del fallo del motor se escuchó el inicio del siguiente procedimiento: ENGINE FAIL²⁰. El copiloto, en ese momento piloto no a los mandos, anunció el título y empezó a leer las dos primeras acciones «engine two fail, engine start selector... ignition, if damage engine two fire push-button... push». En este punto de la lista, el copiloto fue interrumpido por el comandante que le pidió que solicitase descender a ATC «descenso descenso». Esta petición fue aprovechada por el copiloto para reafirmar la distribución de funciones²¹ y recordar que las comunicaciones las debía llevar el comandante «¿hablas tu por la radio?».

¹⁸ El FDR registró que la palanca de potencia del motor derecho se pasó a IDLE (el paso a IDLE es el primer paso del procedimiento ENG STALL) y la del motor izquierdo se pasó a MCT (*máximum continuous thrust*).

¹⁹ El Manual de Operaciones del operador sólo permite la presencia en cabina de vuelo de personal autorizado por la compañía y previa aceptación del comandante.

²⁰ Registrado en el PFR (Post Flight Report).

²¹ FCTM, Operational Philosophy, abnormal operations, task sharing rules:

«It is important to remember that, after ECAM ACTIONS, announcement by the PF:

- The PF's task is to fly the aircraft, navigate, and communicate.
- The PNF's task is to manage the failure, on PF command.

The PF usually remains the PF for the entire flight, unless the Captain decides to take control.

Some selectors or pushbuttons (including the ENG MASTER switch, FIRE pushbutton...) must be crosschecked by both the PF and PNF, before they are moved or selected.»

Cuando el comandante finalizó con ATC y recibió autorización para descender a 10.000 ft y dirigirse a LALPI (16:17:10 h), el copiloto volvió a retomar el procedimiento que se había interrumpido. La aeronave, que estaba virando para volver a Madrid, empezaría el descenso. Se escuchó repetir tres veces el ítem «engine two fire push button... push» hasta que el comandante estuvo de nuevo centrado en el procedimiento y el copiloto le preguntó «engine two, confirm XX (nombre de pila del comandante)?». El comandante respondió «confirm» y se escuchó un single chime correspondiente a la ejecución. Habían transcurrido 46 segundos desde el inicio del procedimiento ENGINE FAIL y 1 minuto y 26 segundos desde el fallo. La descarga de la botella se produjo 21 segundos después, es decir, transcurridos 1 minuto y 47 segundos desde el fallo del motor (punto 6 en figuras 4 y 5).

El comandante, tres segundos después de la descarga, pidió al piloto de relevo que llamara al sobrecargo. El copiloto siguió leyendo las acciones a seguir y, aunque realizaba el procedimiento con el piloto de relevo, volvió a pedir confirmación al comandante para ejecutarla «left and right inner tank split on, confirm?».

El sobrecargo entró físicamente en la cabina de pilotos y el comandante le informó que tenían un «motor caído» y que prepararan todo para «operación segura». Cuando estaba hablando con el sobrecargo, el copiloto interrumpió para recordar el punto de paso que acababa de notificar ATC. El copiloto pidió confirmación para «clear engine two»²². Con el sobrecargo todavía en cabina, ATC preguntó sobre el vaciado de combustible. El sobrecargo no interrumpió y aprovechó para sugerir a los familiares del comandante que regresaran a sus asientos. El comandante finalizó la comunicación con ATC, a quien informó que no evacuarían combustible²³, e informó al sobrecargo que no habría evacuación (tras preguntarle específicamente el sobrecargo sobre este asunto).

1.5.3. *After ENGINE SHUT DOWN*

A los 2 minutos 51 segundos después del fallo (16:18:54 h) se escuchó al copiloto decir «engine two shut down, fuel imbalance», correspondiente al inicio del procedimiento de After ENGINE SHUT DOWN. A partir de aquí el copiloto y el piloto de relevo realizaron en voz alta las acciones de este procedimiento. Mientras, el comandante, 3 minutos después del fallo, informaba al pasaje sobre el fallo del motor y sobre el regreso a Madrid. La comunicación fue muy tranquila y pausada y transmitió calma y control sobre la situación.

La realización del procedimiento after ENGINE SHUT DOWN duró 2 minutos 27 segundos. Cuando finalizó, confirmaron con el comandante «remove status» y el comandante recordó en voz alta que «había que mirar el overweight» (toma con sobrepeso). Con esto finalizaban

²² FCTM: abnormal operations - crew coordination: Clear «name of the system» cuando se han completado las acciones ECAM. En este caso, el sistema que se «borra» es el motor 2, por eso mencionaron «clear engine two».

²³ Este avión no tenía posibilidad de expulsión de combustible en vuelo (*fuel jettison*).

los procedimientos anormales y de emergencia tras el fallo del motor. Habían transcurrido 5 minutos tras el inicio de la emergencia (punto 7 en figuras 4 y 5).

Todas las acciones (cambios de rumbo, de velocidad, altitudes, listas) que realizaron, tanto el comandante como el copiloto, fueron comunicadas en voz alta. El comandante se apoyó en el copiloto y en el piloto de relevo para confirmar dudas («¿qué dijo, por la derecha a EPINA?», «ir confirmando la navegación», «confirmad directo a EPINA», «¿qué pista en servicio?). El copiloto estuvo monitorizando todo el vuelo y avisaba al comandante («mantén», «por la derecha norte inicial y luego a EPINA», «A LALPI»). La situación en cabina era tranquila y de control de la situación. El copiloto, de hecho, comentó al comandante «tranquilo, tu lleva el avión que ya miramos aquí».

1.5.4. Resto del vuelo hasta el aterrizaje

A las 16:21:50 h (punto 7 figuras 4 y 5), 5 minutos después del fallo, la aeronave seguía en descenso a 270 kt de velocidad CAS y rumbo noreste dirección LALPI. Habían terminado con los procedimientos anormales. El copiloto comenzó con la preparación de la aeronave para la aproximación y la toma y, tanto él como el piloto de relevo, se encargaron de realizar los cálculos necesarios (pista necesaria, velocidades, etc.). El copiloto seguía monitorizando el vuelo y, en un momento del vuelo, advirtió al comandante que iban muy altos y que podrían hacer una espera en LALPI que, finalmente, no tuvieron que realizar.

A los 7 minutos del fallo, el comandante llamó a operaciones en tierra de su compañía e informó que tenían altas vibraciones del motor número 2 y que volvían al campo. Este fue el primer momento en que comentaron lo altas que eran y se preguntaron qué estaba pasando. Tras una inspección visual del motor, a petición del comandante, el piloto de relevo confirmó que «el motor no tenía nada, que vibraba pero que no había humo». Durante la aproximación, se escuchó al comandante decir «la vibración es terrible».

A los 8 minutos (16:24 h) el copiloto iniciaba la lista OVERWEIGHT LANDING que habían mencionado en varias ocasiones durante el descenso a modo de recordatorio. El comandante informó al sobrecargo que quedaban 15 minutos para la toma y éste le confirmó que la tripulación estaba informada y la cabina asegurada.

A las 16:25 h (punto 8 en figuras 4 y 5) la aeronave seguía en rumbo noreste dirección LALPI y alcanzaba 10.000 ft. El comandante solicitó en dos ocasiones a ATC un descenso rápido y transmitió de nuevo la urgencia por llegar al campo cuanto antes. Debido a que estaban a la altitud mínima del sector (10.000 ft), no fue posible el descenso hasta las 16:28 h (punto 9 en figuras 4 y 5), en que ATC les autorizó a virar hacia la derecha para incorporarse al ILS de la pista 18R y descender a 8.500 ft, acortando así la maniobra. Esta autorización acercó la aeronave a un Air Nostrum que

estaba delante de ellos en aproximación a la 18R. Para separarlas, ATC dio instrucciones al Air Nostrum para desviarse al localizador de la 18L y, finalmente, a hacer un viraje hacia la izquierda. La aeronave de Air Nostrum en todo momento colaboró con las instrucciones de control.

A las 16:31 h (punto 10 en figuras 4 y 5) la aeronave interceptaba rumbo de pista a una velocidad CAS de 220 kt. Durante todo el descenso estuvieron muy pendientes de la velocidad y de la altitud debido al sobrepeso que llevaban. Activaron en cuatro ocasiones los aerofrenos y dos minutos después, a las 16:33 h alcanzaron 170 kt, que fue la velocidad que se mantuvo hasta la toma.

A las 16:33 h se escuchó a la tripulación leer la lista APPROACH CHECKLIST. Poco después el copiloto ofreció leer la LANDING CHECKLIST.

A las 16:35 h, tras oírse el aviso acústico de 1.000 ft, el copiloto preguntó al comandante si la toma la iba a hacer él (refiriéndose a si iban a realizarla con AUTOLAND²⁴ o en manual) y éste entendió que la quería hacer el copiloto. Le ofreció hacer la toma y el copiloto insistió en que la terminara él ya que estaba volando el avión. Estaban tranquilos. El comandante la quiso hacer en manual y segundos después, desconectó el piloto automático. A las 16:35:54 h, y durante 4 segundos, se activó el aviso de GLIDE SLOPE²⁵ del GPWS. El copiloto monitorizó y dio indicaciones al comandante «mantén, mantén, perfecto, tírale arriba». Finalmente, el contacto del tren principal se produjo a las 16:36:12 h (punto 11 en figuras 4 y 5) sin incidencias a 151 kt de CAS. Utilizaron el dispositivo automático de frenada con selección de intensidad media. Con el avión en el suelo y todavía en la pista, el comandante indicó al copiloto que llamase al sobrecargo para confirmarle que no evacuaran ni hicieran nada.

La intención en todo momento de la tripulación era la de abandonar la pista. No obstante, durante la carrera de aterrizaje pidieron confirmación a torre de la presencia de humo en el motor derecho. El controlador contestó que no veía nada desde su posición y abandonaron la pista por la calle de salida Z10. El comandante seguía como piloto a los mandos. Durante el rodaje, se escuchó al copiloto citar tres valores de la temperatura del tren que, como iba en aumento, le llevó a sugerir detener el rodaje y pedir un parking para evitar que pudiese haber fuego en el mismo. En ese momento, a las 16:41 h, tomaron la decisión de no continuar con el rodaje y desembarcar al pasaje en esa zona, lo que fue comunicado a ATC y al resto de unidades en tierra.

El servicio de control no autorizó ninguna aproximación por la pista 18R hasta que la aeronave no hubo abandonado la pista y estaba en rodaje dejando completamente libre la pista. Los tráficos en aproximación se desviaron a la 18L.

²⁴ FCTM indica que el autoland está operativo con un solo motor. («Autoland is available with one engine inoperative»).

²⁵ El aviso GLIDE SLOPE indica que el desvío respecto a la senda del ILS supera 1.5 puntos.

1.6. Información de aeródromo

Dos horas después del aterrizaje, el servicio de control de fauna del aeropuerto de Madrid-Barajas realizó, a petición del departamento de operaciones del aeropuerto y ante un «posible impacto con ave» como posible causa del incidente, una inspección al motor derecho. El servicio de control de fauna descartó la presencia de ningún resto de ave en el motor.

1.7. Supervivencia

La emergencia fue notificada a las 16:16:24 h en la frecuencia 131.175 MHz del ACC Madrid. Desde esta dependencia se transmitió a TWR Madrid, y esta última lo comunicó al aeropuerto de Madrid-Barajas. En concreto, la llamada al Centro de Gestión de Red se produjo a las 16:20 h. Desde ese momento, la secuencia de coordinaciones fue la siguiente:

- 16:21 h: activación de alarma local y asignación del puesto de estacionamiento 40. Aviso a los colectivos previstos²⁶, entre ellos el servicio de salvamento y extinción de incendios (SSEI).
- 16:36 h: toma de la aeronave y seguimiento durante el rodaje por los bomberos.
- 16:41 h: decisión de la aeronave de detener el rodaje y solicitud de un puesto de estacionamiento en la zona.
- 16:42 h: comunicación de TWR al SSEI de que la aeronave se detenía en R7 por el calentamiento del tren. Inicio de comunicaciones entre SSEI y la aeronave.
- 16:43 h: coordinaciones para desplazar los medios necesarios para atender a la aeronave en la nueva posición R7.
- 16:51 h: aplicación de agua por parte del SSEI al tren por la aparición de una pequeña llama en la rueda número 4 del tren izquierdo. Se enfrió todo el tren de aterrizaje como medida preventiva.
- 16:56 h: confirmación de los bomberos con la tripulación del lado del desembarco del pasaje para preparar una zona segura.
- 17:07 h: llegada de un tractor, 2 escaleras y 5 jardineras.
- 17:10 h: inicio del desembarco del pasaje por las dos puertas izquierdas y traslado a la sala 1 del terminal T4.
- 17:41 h: desactivación de la alarma local tras la limpieza de la zona y el traslado de la aeronave desde R7 hasta rampa 7.

El pasaje fue trasladado al terminal donde el operador facilitó comida y bebida. La atención médica al pasaje se produjo en la terminal y finalizó a las 20:20 h tras haber

²⁶ Bomberos SSEI, TWR, Señaleros, operador, Compañía de handling del operador, Oficina de seguridad de vuelo, Servicio médico aeroportuario, Guardia Civil, Cuerpo Nacional de Policía, Servicio de Seguridad del Aeropuerto, oficina de prensa del Aeropuerto y Centro de Gestión de Red.

asistido a un total de 6 pasajeros que estaban alterados y nerviosos tras el incidente. Todo el pasaje embarcó en otro vuelo con destino Cancún (Méjico) a las 22:20 h ese mismo día.

1.8. Ensayos e investigaciones

1.8.1. *Desmontaje e inspección del motor*

El motor se examinó externamente en Madrid. Posteriormente, y tras desinstalarlo de la aeronave, se realizó una inspección y evaluación de los daños:

- Tobera de entrada (*nose cowl*): se recuperó el 75% del material de la barrera interna que había desaparecido y que se encontró dentro de la propia tobera. Los fragmentos recuperados presentaban roturas por tensión y flexión. Las roturas en el panel exterior indicaban roturas por tensión alrededor de la posición 4 y alrededor de la posición 9 se apreciaba plegado y capeado del material.
- En los componentes montados sobre el carenado del fan se habían producido varios daños menores (fractura de una abrazadera del antihielo, fractura de la fijación de la caja de ignición y deformación de una tubería de la unidad de control del motor). Todos los daños se situaban entre las posiciones 2 y 3.
- Las compuertas de acceso del carenado del fan (*fan cowl door*), las reversas (*thrust reverser*) y la tobera de escape (*common nozzle assembly*) presentaban daños menores por impacto.
- Módulo 1, *Low pressure compressor*: de los 26 álabes del rotor, el número 4 presentaba falta de un 75% del material y el número 5 presentaba falta de material en un 50% aproximadamente. De los 15 álabes que mostraban ondulaciones (*rippling*), 5 de ellos lo presentaban en un grado más severo, en los que también se había producido mayor deformación de los *shear keys*²⁷. Se inspeccionó con luz ultravioleta el fan y se tomaron muestras de todos los álabes, pero los resultados mostraron que eran humanas y no de aves²⁸. Había desaparecido un *annulus filler*²⁹. Los tornillos de fijación del eje con el disco del fan no habían perdido torque y el disco del fan estaba en buenas condiciones.
- Módulo 2, *Intermediate pressure compressor*: los dos sistemas fusibles, que están instalados en este módulo, habían funcionado indicando que el rotor del fan había girado excéntricamente tras el desprendimiento parcial del álabe del fan. Los rotores y estatores presentaban daños por la entrada de material tras la rotura del álabe.
- Módulo 3, *Intermediate case*: estaba en buen estado.

²⁷ Es un elemento de fijación del álabe al disco. Los daños en los shear keys son típicos de impactos contra aves.

²⁸ Estas muestras se tomaron con objeto de encontrar restos de sangre y ADN que pudiesen evidenciar un impacto con ave en el motor.

²⁹ El *annulus filler* es una pieza situada entre álabe y álabe.

- Módulo 4, *High pressure system*: había indicios de haberse producido fuego muy localizado en las últimas etapas del compresor. El fuego no se había extendido hacia el exterior. El resto del módulo estaba en buen estado.
- Módulo 5, *Intermediate pressure turbine*: presentaba buen estado.
- Módulo 6, *External gearbox*: presentaba buen estado.
- Módulo 7, *Fan case*: dentro del recubrimiento de Kevlar se localizaron dos fragmentos de álabe, que se identificaron posteriormente como pertenecientes al álabe número 4. Se habían perforado, en el plano de giro del fan, 60 de las 95 capas de Kevlar como consecuencia del desprendimiento parcial del álabe.
- Módulo 8, *Low pressure turbine*: se encontró en buen estado.

En base a los daños en la tobera de entrada y el carenado del fan se determinó que:

- El álabe número 4 se desprendió en la posición 2 impactando pero sin penetrar el carenado del fan. Como consecuencia, se mantuvo en el plano del fan e impactó contra el álabe número 5.
- El álabe número 5 impactó con el álabe número 4 y se fracturó en sobrecarga en la posición 3.
- El fragmento liberado del álabe número 5, que no se recuperó, se desvió hacia abajo y hacia delante del motor, impactando con el carneado del fan y la tobera de entrada en la posición 5. Esto produjo la perforación en la tobera de entrada.
- El fragmento del álabe número 4 quedó retenido en el carenado del fan tras el impacto con el álabe número 5. Aunque todos los fragmentos no quedaron empotrados en el recubrimiento de Kevlar, todos fueron contenidos.

1.8.2. Estudio de la fractura del álabe número 4 (FW23741 RGF18472)

Del álabe número 4 se recuperaron varios fragmentos durante la inspección y desmontaje del motor (figura 6), aunque no la totalidad del mismo. De los 9,2 kg que pesa el álabe, los fragmentos recuperados pesaban 8,3 kg. La raíz del álabe se encontraba en mejor estado, por haber quedado unida al disco del fan. La otra superficie de fractura, que quedó en el fragmento que había salido desprendido, presentaba daños por impacto posteriores al desprendimiento parcial del álabe. Se realizaron inspecciones visuales, análisis fractográficos y metalográficos cuyos resultados principales se describen a continuación.

La superficie de fractura (figura 7) en el panel de succión y presión era similar en apariencia (rugosa y mate), a excepción de la zona alrededor del punto 5³⁰. Este punto se encontraba en el panel de succión a 150 mm de la raíz del álabe y 113 mm del

³⁰ Los puntos de pegado por difusión de la membrana con los paneles se han identificado con números y letras: números para indicar las zonas de pegado de la membrana con el panel de succión y las letras con el panel de presión.

borde de ataque. En ella se identificó un arco de textura más fina, indicativa de fatiga. En esta zona se encontraron unos depósitos de un color gris más claro que resultaron ser sustancia «antiadherente» utilizada durante la fabricación del álabe para evitar el pegado entre paneles y membrana en determinados puntos (véase apartado 1.4.4). Tras la limpieza de la zona y utilizando un microscopio SEM (*scanning electron microscope*), se pudo analizar la superficie de fractura en la que se identificaron sólo 5 marcas de crecimiento y algunas pequeñas áreas de fractura dúctil, coherentes con un crecimiento de la fractura bajo fatiga.



Figura 6. Reconstrucción del álabe (izquierda-panel de presión y derecha-panel de succión)



Figura 7. Vista de la superficie de fractura en la raíz del álabe

Existía una zona lineal en la que el material no se había pegado. Esta zona lineal tenía dos partes diferenciadas: un área de 200 μm , en que el material no se había pegado, y un área de 400 μm en que el pegado era discontinuo, es decir, se alternaba material pegado con material no pegado. La figura 8 muestra una vista general de la zona, un esquema del defecto de pegado (no a escala) y una imagen de la zona no pegada en una ampliación de 1.000x.

La discontinuidad en el material a ambos lados del defecto, que se puede ver en la figura 8, indicaba que la falta de pegado se había producido durante el proceso de fabricación y descartaba que el material se hubiese pegado y luego separado. No se apreciaban anomalías en las zonas adyacentes y no se encontró ningún material extraño en las fisuras que hubiese impedido el pegado del material.

Se realizó un análisis metalográfico de la membrana entre las posiciones 3 y C y del álabe 30 mm por debajo de la superficie de fractura con objeto de comprobar que el material de los paneles cumplía con las especificaciones³¹. Ambos análisis dieron resultados satisfactorios.

La pequeña extensión de la falta de pegado en el álabe y la zona de transición entre el panel exterior y la membrana en la que se encontraba, descartaron la opción de abrir la zona no pegada con objeto de valorar la profundidad de la misma y examinar las características del material en las dos caras del material no pegado. Como alternativa, se decidió ir puliendo la pieza con pequeños incrementos y analizar cada superficie pulida que iba apareciendo. Con esta técnica se determinó que la falta de pegado se extendía hasta una profundidad de 70 μm , donde la falta de pegado era intermitente. En la zona más profunda el defecto estaba a 750 μm del borde de unión de los paneles y la membrana.

Debido a que las técnicas convencionales de ensayo de materiales no eran de aplicación a este caso por las dimensiones del defecto, y con objeto de conocer si se habían producido

³¹ En los sucesos anteriores de desprendimiento parcial del álabe del fan, la estructura del material no cumplía con las especificaciones y presentaba cambios (migración de fases) en la microestructura.

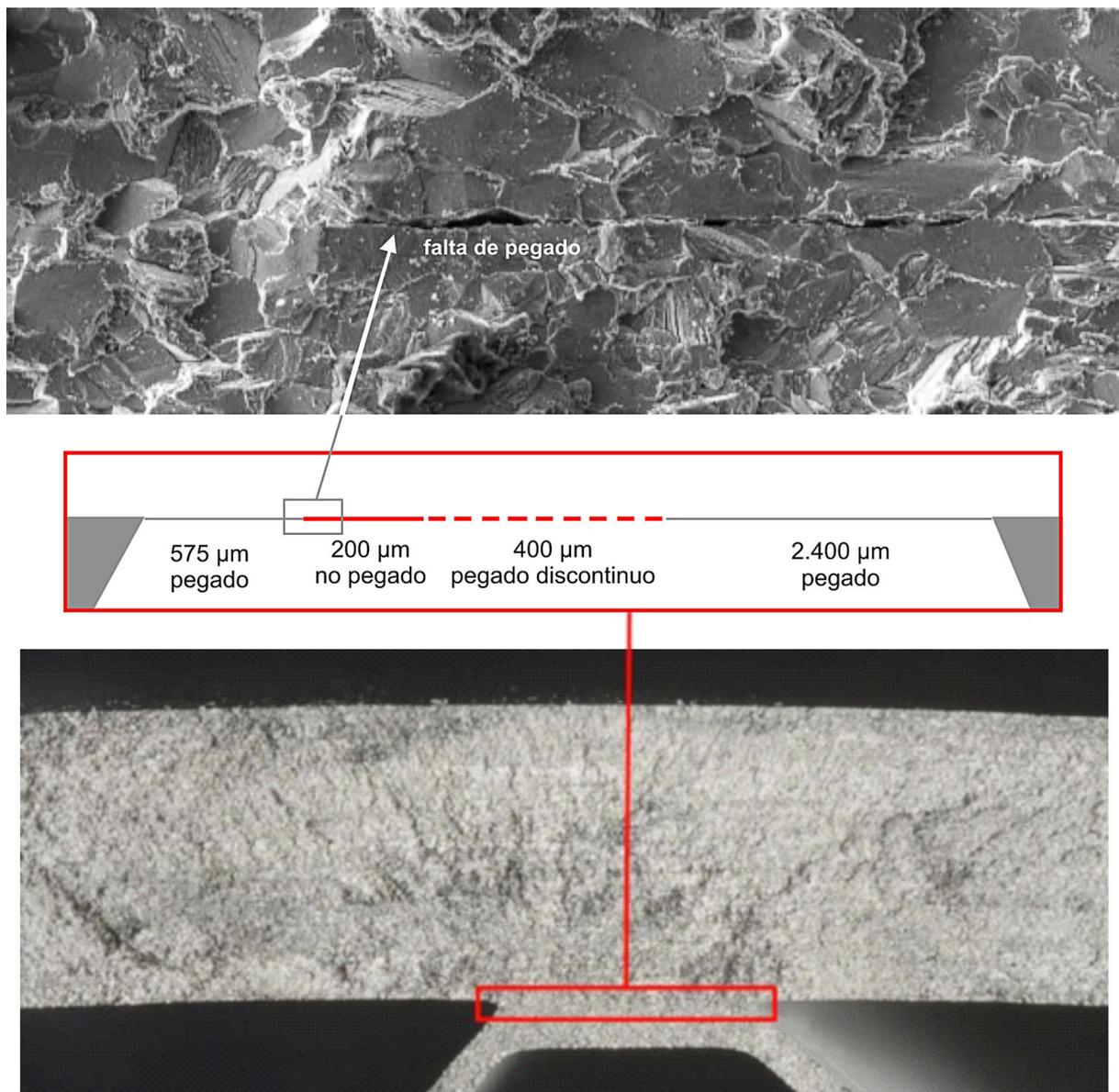


Figura 8. Superficie de fractura en el punto de pegado 5

cambios en las propiedades mecánicas e identificar posibles contaminantes en la zona de la falta de pegado, se recurrió a una universidad del Reino Unido. Las técnicas que se iban a aplicar (*nano-indentation*³² y *atom probe tomography*³³) no se habían utilizado anteriormente para este tipo de análisis por lo que, antes de realizar ninguna prueba al álabe se realizó una valoración del grado de confianza y se aseguró su aplicabilidad a la investigación. Los resultados de los análisis fueron los siguientes:

³² *Nano-Indentation*. Sirve para determinar la resistencia en pequeños volúmenes y está basada en la relación que existe entre la variación en la orientación de los granos del material con sus consecuencias en la dureza del mismo.

³³ *Atom Probe Tomography*. Proporciona un análisis tridimensional de los materiales con un posicionamiento a nivel de átomo.

- Se había producido un incremento en el 12% en la dureza del material en una zona muy localizada alrededor del defecto de pegado (a 200 μm ya había desaparecido)³⁴.
- Se había producido la difusión (ver nota 10) de algún contaminante que contenía oxígeno, nitrógeno y carbón (característico de un contaminante orgánico). La concentración de estos elementos era muy alta a una distancia de 0,14 μm de la falta de pegado y también estaba presente a 10 μm del defecto. Este contaminante había producido un pequeño y localizado incremento de la dureza del material alrededor del defecto.

En cuanto a la zona de fractura que quedó en el fragmento del álabe desprendido, las pruebas y estudios realizados descartaron la presencia de defectos de falta de pegado de material. El resto de puntos de unión entre la membrana y los paneles no presentaban defectos de pegado.

Se valoró igualmente la posible existencia de tensión residual en el álabe, como consecuencia del proceso de fabricación, que hubiese reducido su resistencia a la fatiga. Se realizaron mediciones tanto en el álabe fracturado (en la raíz, que era el único fragmento en condiciones adecuadas) como en 8 álabes más, 3 de los cuales habían estado en servicio el mismo tiempo que el fracturado. Los resultados obtenidos mostraron que la tensión residual en la raíz del álabe fracturado era similar a la que presentaban el resto de álabes analizados y que, además, no era suficiente como para explicar la fractura del mismo.

1.8.3. Estudio del desarrollo de la fractura a partir del defecto de pegado

Estudios teóricos

Se estudió el defecto de pegado utilizando el modelo de elementos finitos. Para ello, el defecto se modelizó como una grieta afilada de 0,6 mm de longitud y 0,14 mm de ancho. Los resultados de este primer análisis mostraron que, tanto bajo cargas normales de fatiga a bajos ciclos (*LCF low cycle fatigue*), como cargas de fatiga a altos ciclos (*HCF high cycle fatigue*), la tensión acumulada en la grieta estaba muy por debajo del umbral necesario para producir el crecimiento de la fractura. Estos resultados eran coherentes teniendo en cuenta que el defecto estaba en el plano de unión de la membrana con el panel de succión y que la máxima tensión en el álabe se produce en dirección radial, es decir, perpendicular al defecto.

Se realizó un estudio de sensibilidad () en el que se evaluaron escenarios más desfavorables que el defecto real:

³⁴ El mismo análisis realizado a los álabes que habían sufrido un desprendimiento parcial del álabe del fan anteriormente, mostró que el incremento en dureza en los tres era de un 60% y había una reducción gradual.

- Defectos circulares de 0,6 mm y 1,6 mm de diámetro en su posición original.
- Defectos circulares de 1 mm y 2 mm de diámetro situados en el centro de la zona de pegado de la membrana.
- Defectos circulares de 1 mm y 2 mm de diámetro situados en la zona externa de la zona de pegado de la membrana.
- Defectos rectangulares de 1 mm y 2 mm de ancho extendidos todo lo ancho de la zona de pegado de la membrana.

Los resultados de estos estudios de sensibilidad arrojaron las mismas conclusiones: incluso para defectos más grandes que el encontrado en el álabe número 4, los factores de intensidad de tensión eran bajos y no producirían un crecimiento rápido de la fractura.

Con objeto de evaluar qué nivel de energía sería necesaria para propagar la fractura por fatiga a altos ciclos, se consideraron tres tipos de cargas, dos tipos de condiciones de excitación del álabe (y viento cruzado) y dos tipos de fisuras que permitirían el desarrollo de la fractura en pocos ciclos. Las conclusiones de estos estudios fueron que niveles normales de excitación no propagarían una fisura existente en el material, incluso de mayores dimensiones, y que eran necesarios niveles de carga de 4, 7.7 y 9 veces los niveles normales.

Ensayos con álabes

Para validar los resultados obtenidos con los cálculos teóricos (modelización con elementos finitos y estudios de sensibilidad) se fabricaron 7 álabes a los que se les incubaron defectos de distintas características y en las ubicaciones más críticas del álabe (figura 9) para someterlos a un programa de ensayos de fatiga a alto y bajo número de ciclos:

- Se fabricaron 2 álabes, cada uno con cuatro puntos en los que se habían provocado faltas de pegado de 2 mm de longitud. Los defectos se habían situado en 3 localizaciones críticas³⁵ y en el punto donde estaba el defecto en el álabe número 4. Estos dos álabes fueron sometidos a ensayos de fatiga a bajos ciclos (LCF). Durante el ensayo, se fueron realizando inspecciones periódicas por ultrasonidos entre los 1.000 y los 2.000 ciclos con objeto de monitorizar la evolución de los defectos de pegado bajo (LCF). Después de 14.000 ciclos no se había desarrollado ninguna grieta. El examen posterior de los álabes confirmó que, efectivamente, los defectos no se habían propagado ni habían generado ninguna grieta.
- Se fabricaron 3 álabes con defectos de pegado en forma circular de 1 mm ubicados en los puntos de máxima tensión de los paneles de succión y presión (1F, 2F y 1T) y

³⁵ Puntos de máxima tensión 1F y 2F (del panel de succión) y 1T (del panel de presión) para distintos modos de vibración del álabe.

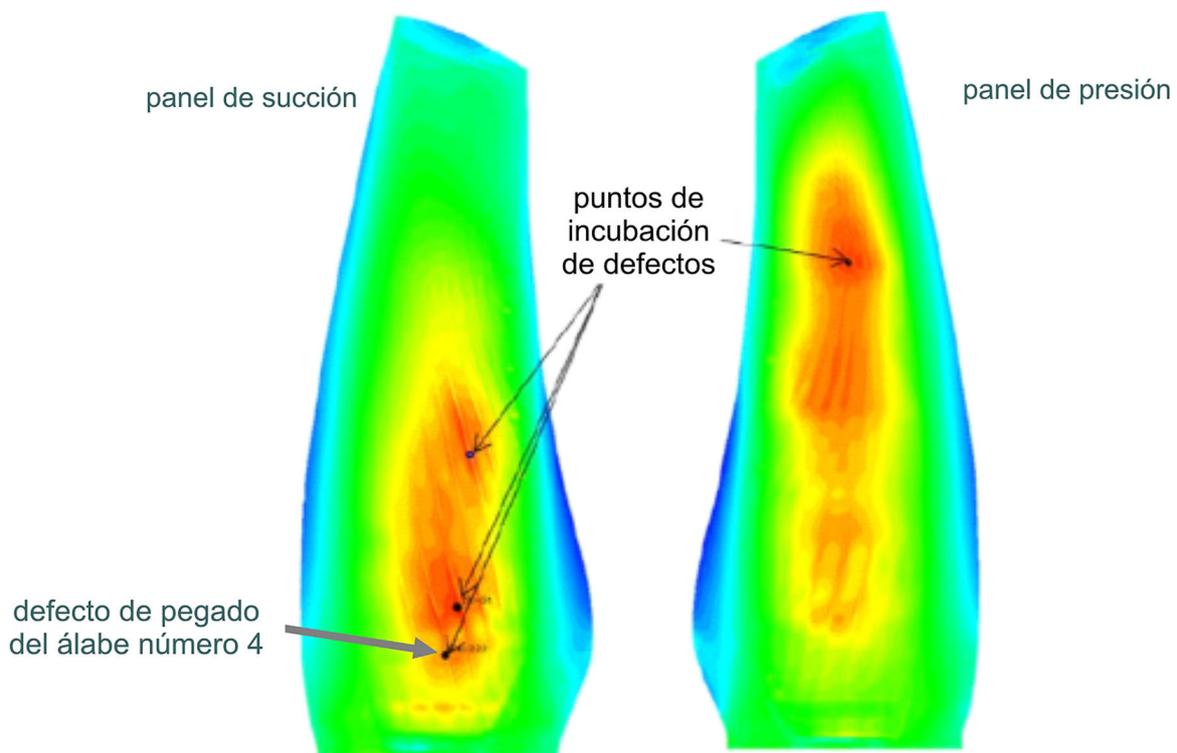


Figura 9. Zonas donde se incubaron defectos de falta de pegado

en el defecto del álabe número 4. Fueron sometidos a ensayos de fatiga a bajos ciclos (LCF). Al igual que en el caso anterior, se fue inspeccionando el álabe con ultrasonidos, periódicamente, entre los 1.000 y los 2.000 ciclos y, posteriormente, con ensayos destructivos que confirmaron que no se había desarrollado ninguna grieta.

- Se fabricaron 2 álabes con defectos de pegado en forma circular de 1 mm ubicados en los puntos de máxima tensión de los paneles de succión y presión (1F, 2F y 1T) y en el defecto del álabe número 4. Estos álabes fueron sometidos a ensayos de fatiga a altos ciclos (HCF). Los resultados mostraron que en ninguna de las ubicaciones donde se habían incubado defectos se habían generado grietas.

1.8.4. *Proceso de fabricación del álabe*

La inspección del álabe con SEM indicaba que el pegado no se había producido entre el material del panel y la membrana en un área muy pequeña, y que debía haberse producido durante el proceso de fabricación, probablemente por la presencia de algún material contaminante durante el proceso de aplicación del material «antiadherente» a los paneles. El proceso de fabricación del álabe incluye múltiples inspecciones para asegurar que el pegado se ha realizado perfectamente así como ensayos no destructivos una vez el álabe está terminado. Sin embargo, existían dos limitaciones en la capacidad de inspección:

- la zona de pegado entre la membrana y el panel no podía ser inspeccionada por ultrasonidos debido a que la sustancia «antiadherente» bloqueaba la señal y,
- los equipos no eran capaces de detectar defectos tan pequeños.

La calidad en esta zona se aseguraba con las múltiples inspecciones que se realizan durante el proceso de fabricación. La revisión del historial de fabricación del álabe no indicaba ninguna anomalía ni se tenía constancia de incidentes por contaminación. En la fabricación del mismo se había utilizado una plantilla para la aplicación del material «antiadherente» que se usan sólo 30 veces y después se destruyen. El álabe había sido el número 23. Se inspeccionó el álabe que había usado por última vez la plantilla y se confirmó que no presentaba defectos de pegado, descartando así que el origen fuese un defecto en la plantilla.

Debido a que los resultados indicaban que había estado presente algún tipo de contaminante orgánico que incluyese oxígeno, nitrógeno y carbono durante el proceso de pegado por difusión³⁶ se realizaron los siguientes análisis y pruebas:

- Se identificaron un total de 24 posibles contaminantes presentes³⁷ cuya composición química incluyera oxígeno, nitrógeno y carbono.
- De cada contaminante se fabricaron 5 probetas, a las que se les aplicó un pegado por difusión como en la fabricación del álabe. Cada probeta tenía tres partículas de cada contaminante.
- Cada probeta se sometió a un test de fatiga, cuyos resultados se analizaron para identificar qué probetas cumplían con los requisitos³⁸ que indicaban similitud con las características que presentaba el álabe número 4. Se identificaron, finalmente, dos posibles contaminantes:
 - Pelo de ceja (*eyebrow hair*): durante la inspección visual que se realiza en la sala limpia (*clean room*) un operario se tiene que inclinar sobre el panel. La probeta presentaba un incremento de dureza de 40-60% y una reducción de la resistencia a fatiga en un 40%.
 - Cinta adhesiva (*Green-blue tape*): utilizada para varios propósitos, pero no dentro de la sala limpia. La probeta presentaba un incremento de dureza de un 20-40% pero no presentaba reducción de la resistencia a fatiga.

Se realizó una evaluación, mediante elementos finitos, de la influencia en la propagación de la fractura, de un defecto de falta de pegado en un material cuyas propiedades estuviesen degradadas y con niveles normales de excitación. Los resultados mostraron que, bajo estas condiciones, la grieta no se podía propagar.

³⁶ El pegado por difusión se realiza en una sala especial denominada sala limpia donde el ambiente se mantiene controlado y «limpio». De hecho, se contabilizan el número de partículas por volumen y debe mantenerse por debajo de un valor determinado.

³⁷ Teniendo en cuenta la zona y zonas adyacentes donde se realiza el proceso y los materiales utilizados.

³⁸ Fractura iniciada en la zona de pegado, volúmenes comparables de oxígeno, nitrógeno y carbono, falta de pegado, no efecto visible en la microestructura del material alrededor del defecto y reducción en la resistencia a fatiga.

1.8.5. Estudio de posibles cargas inusuales sobre el álabe

Se compararon los daños que presentaban los 26 álabes del fan con los daños que se producen tras un impacto con un ave. De los cinco tipos de daños característicos tras un impacto con ave, sólo un tipo, la deformación en el borde de ataque (*blade leading edge cupping*), no estaba presente en este caso. El análisis mediante la herramienta Dyna3d mostró que un impacto de un ave grade, con el fan a alta velocidad y a una velocidad superior a 200 kt, podría producir los daños que presentaba el fan de la aeronave EC-LKE.

No se encontraron evidencias de ingestión de otro tipo de sustancias, como hielo, en el motor.

Revisión del historial de mantenimiento

Se revisó el historial de mantenimiento del álabe y se pudo comprobar que todos los mantenimientos se habían hecho correctamente, sin haber indicios de ningún problema achacable a este área.

Se buscó en el historial de mantenimiento algún indicio de otros posibles condicionantes que pudiesen haber afectado la operación (bloqueo del flujo de aire, anomalías en los álabes de geometría variable o geometrías no esperadas en alguno de los elementos del fan) pero no se encontró nada. En este sentido, se consideró la posibilidad de que el motor hubiese experimentado *flutter*, donde los álabes se someten a altas frecuencias y amplitudes de vibración coincidentes con la frecuencia natural de los álabes. Estos eventos dejan marcas en la raíz de los álabes pero en este caso, debido a que en el último mantenimiento se reemplazaron los recubrimientos de la raíz, no había ningún indicio.

Monitorización del motor

Se realizó una revisión de los datos disponibles del sistema de monitorización de la «salud» del motor EHM (*engine health monitoring*). Este sistema recoge información más relevante del motor en determinados momentos de vuelo. Cada dato es analizado y comparado con el historial del motor, del operador y de la flota. Las tendencias inusuales o saltos repentinos en alguno de los parámetros son detectados por algoritmos y generan alertas. Este sistema no había generado ninguna alerta que pudiese predecir el fallo del mismo.

Se analizaron determinados parámetros de interés (vibración, velocidad y ángulo de fase) y se confirmó que el comportamiento del motor estaba dentro del comportamiento de la familia Trent 700 y que el motor había estado operando en el rango de velocidades del fan para el que está calculada la vida del álabe.

El único cambio que se encontró fue que, en los dos vuelos anteriores al del incidente, la vibración del eje del fan había sufrido un pequeño incremento. Los valores estaban dentro del rango de operación normal y de la flota, y no eran valores como para generar una alarma.

El análisis de los datos del QAR (*quick access recorder*) de los dos vuelos anteriores³⁹ al del incidente mostró que no se había producido ningún comportamiento inusual o inesperado del motor, pero sí confirmó los datos del EHM de que el valor de la vibración en el eje del fan durante las fases de despegue y ascenso inicial se había ido incrementando en cada vuelo. La comparación con otras flotas mostró que la operación con Air Europa se salía de la media, en los rangos de 32-37% de velocidad del eje de fan, lo que era coherente con los rodajes con un solo motor en aeropuertos con rodaduras muy largas como Madrid-Barajas.

Ensayos en vuelo

Con objeto de volver a evaluar las características de vibración en los álabes del fan y poder detectar algún tipo de condición o riesgo no detectado durante la certificación inicial⁴⁰ que podría afectar a la vida útil del álabe, se prepararon una serie de vuelos de ensayo donde se monitorizaron, a través de sensores, los álabes del fan. Se prepararon dos juegos de fan distintos: uno con álabes retirados del servicio que tenían los bordes de ataque erosionados y un segundo fan con una mezcla de álabes nuevos y álabes retirados del servicio a los que se había reparado el borde de ataque.

Los ensayos se realizaron en Toulouse (Francia), Lourdes (Francia), Madrid (España), Johannesburgo (Sudáfrica) y Keflavik (Islandia). Se reprodujeron funcionamientos de motor en tierra, rodajes a alta velocidad, despegues, aterrizajes y ciertas maniobras (virajes con condiciones de viento determinadas, resbalamientos, alabeos bruscos, maniobras con alto ángulo de ataque y ciertas maniobras características de la operación de Air Europa).

Este estudio no mostró ningún condicionante nuevo que no se hubiese considerado en la certificación inicial, pero permitió identificar ciertos escenarios en los que era posible someter el álabe a más estrés del nominal:

- Pruebas de motor durante operaciones de mantenimiento (*GRE ground running enclosure test*) con viento superior al permitido.

³⁹ 12 febrero 2011: Madrid-Cancún.

12 febrero 2011: Cancún-Madrid.

13 febrero 2011: Madrid-Cancún (vuelo del incidente).

⁴⁰ La certificación inicial del motor se realizó a principios de los años 90.

- Funcionamiento del motor en la zona KOZ⁴¹ cuando el motor está funcionando en el modo *Unrated Reversion Mode*⁴².
- Pruebas de funcionamiento del motor en tierra en estático (*Static GRE*) en las que al otro motor se le inducía a operar en la zona KOZ debido a un valor de EPR erróneo del Manual de Mantenimiento. No obstante la operación en la KOZ sólo podría ocurrir si el motor se ha arrancado en el modo *unrate reversionary mode*. Ese valor se ha modificado en el Manual de Mantenimiento.
- Aceleración hasta máxima potencia mientras la aeronave está parada con los frenos.

1.8.6. *Antecedentes de desprendimientos parciales de álabes del fan en la flota Trent 700*

En relación con otros eventos similares, el fallo del álabes en el incidente de la aeronave EC-LKE mostró características diferentes al resto:

- No se había fracturado en la misma zona.
- Presentaba un defecto de falta de pegado entre la membrana y el panel de succión que no se había presentado en ningún otro álabes.
- Contenía depósitos de la sustancia «antiadherente» en la superficie de fractura.
- No había estrías de crecimiento hasta 2,5 mm del punto de origen, pero a partir de esta distancia, la estriación era consistente con el resto.
- No presentaba los cambios en la microestructura (migración de fases) alrededor de la zona de fractura que sí se había producido en otros álabes.

1.8.7. *Evaluación del riesgo*

Se realizaron análisis del riesgo asociados a un doble fallo del motor en vuelo y la contención incompleta de todos los fragmentos de álabes. En ambos, los valores de riesgo estaban por debajo de los límites que establece EASA. En el caso del riesgo para contención incompleta del álabes, el cálculo se realizó con dos métodos. Por un lado se utilizó la metodología CAAM (*continued airworthiness assessment methodologies*)⁴³ y, por otro, se realizó un cálculo teórico basado en base a los datos del fabricante de la aeronave y del motor. Ambos resultados eran similares, siendo más pesimista el estudio CAAM.

⁴¹ KOZ: Keep out Zone. Es una zona de funcionamiento del motor, que varía según las condiciones del día, y que es dañina para el motor porque produce flutter en el fan. El control electrónico del motor tiene un sistema que automáticamente modifica el suministro de combustible para sacar al motor de la zona KOZ.

⁴² El modo *Unrated Reversion Mode* es uno de los cuatro modos de control del motor que no permite el despacho de la aeronave, pero el funcionamiento en tierra para acciones de mantenimiento sí lo permite. En los otros tres modos de funcionamiento del motor (*primary mode*, *rated reversion mode* y *reverse thrust mode*) el motor está protegido para no operar en la KOZ.

⁴³ Es una base de datos de los fallos ocurridos en determinados sistemas del motor y del APU. Ha sido desarrollado por expertos de la industria y de la FAA junto con el Comité de Propulsión de la Asociación de Industrias Aeroespacial (AIA).

1.8.8. Acciones de mejora tomadas tras el incidente

Durante el proceso de investigación, se tomaron medidas que afectaban a:

- La detección de los álabes en servicio que pudiesen presentar defectos como el del incidente.
- La mejora en la capacidad de detección de los equipos utilizados para la detección.
- La mejora de los procesos de fabricación.
- El rediseño de determinados componentes del motor Trent 700.
- La mejora y rectificación de ciertos sistemas y procedimientos detectados durante los ensayos en vuelo.

Con objeto de poder detectar álabes que estuviesen desarrollando fracturas similares a la del incidente, y hacerlo antes de que la fractura fuese lo suficientemente grande como para provocar su desprendimiento, se establecieron inspecciones por medio de dos técnicas:

- *C-Scan*, que permite examinar de forma no destructiva, por ultrasonidos, el álabe una vez se ha desinstalado del motor.
- *Phased-Array*, que permite realizar el mismo tipo de inspección que el *C-Scan* pero sin necesidad de desmontar el motor.

Se han establecido inspecciones por ultrasonidos a todos los álabes, inicialmente antes de acumular 3.600 ciclos y después a intervalos no mayores de 2.400 ciclos. Estas inspecciones se han emitido recogido en el NMSB⁴⁴ 72-AH465 en julio de 2013, y en la directiva de aeronavegabilidad de EASA⁴⁵, AD2014-0031 en febrero de 2014.

Después de más de 16.000 álabes inspeccionados, no se ha detectado ningún álabe con características similares al del incidente.

Como consecuencia de los incidentes de desprendimiento parcial del álabe del fan se han iniciado acciones de rediseño de los siguientes elementos:

- El sistema de contención.
- Del sistema fusible.
- El álabe y el *annulus filler*.

Se han realizado mejoras en varios ámbitos del proceso de fabricación para evitar la presencia de contaminantes durante el mismo, afectando a las instalaciones, a los equipos técnicos utilizados y al entrenamiento y mejora del personal.

⁴⁴ NMSB: Non-Modification Service Bulletin.

⁴⁵ EASA: Agencia europea de seguridad aérea.

Por último, y en base a aspectos detectados durante los ensayos en vuelo, se está en proceso de modificación de la documentación técnica (como el Manual de Mantenimiento). Se ha realizado un análisis de los beneficios potenciales de cambiar la lógica de los sistemas de protección del motor para evitar su operación en zonas no deseadas.

1.8.9. *Declaración de la tripulación*

Se entrevistó a los tres pilotos y al sobrecargo. Como aspectos relevantes, los pilotos mencionaron la dificultad para volar el avión por la fuerte vibración que había que, incluso, impedía leer las listas.

Lo inusual de la vibración les hacía dudar de la magnitud del fallo y de las posibles complicaciones con mandos de vuelo, flaps, etc. Estaban muy preocupados por la velocidad y que pudiesen extenderse los daños a la aeronave. Desde su punto de vista, fue de ayuda el hecho de que estuviese en cabina el tercer piloto. Tuvieron algún problema para introducir el nuevo destino en el computador de vuelo, ya que este avión era de Iberworld y tenía otra versión a los de la flota de Air Europa, pero lo solucionaron rápidamente.

No vieron ni fueron conscientes de la presencia de pájaros en ningún momento del vuelo. Todo había sido normal hasta el incidente.

En la cabina de pasaje se produjo humo en la parte trasera de la cabina que desapareció enseguida.

2. ANÁLISIS

El incidente ocurrido a la aeronave EC-LKE se produjo por el desprendimiento parcial, en vuelo, del álabes del fan número 4 (P/N FW23741 S/N RGF18472). El álabes acumulaba tan sólo 4.367 ciclos desde nuevo. Los álabes del fan son elementos de vida limitada, lo que significa que se mantienen en servicio menos tiempo del que podrían para, precisamente, evitar su fallo en servicio.

El análisis de este incidente se presenta desglosado en las siguientes áreas:

- La gestión de la emergencia por parte de la tripulación, los servicios de control y el aeropuerto.
- La rotura del álabes del fan.
- La secuencia de daños y sus consecuencias en el motor.
- La capacidad de detección del fallo del álabes previo al mismo.
- Medidas adoptadas:
 - Para evitar que el defecto encontrado en el álabes se vuelva a producir.
 - Para detectar álabes en servicio con defectos como el encontrado en este incidente, antes de que se produzca la rotura completa del álabes.

Durante la investigación de este incidente el fabricante ha puesto en marcha medidas relacionadas con distintos aspectos detectados durante el proceso de investigación. Estas medidas, aunque se consideran extensivas y adecuadas, se han complementado con una recomendación de seguridad dirigida a la posible necesidad de mejorar la protección de este tipo de motores en el caso de un desprendimiento de un álabes del fan.

2.1. Gestión de la emergencia

Tripulación de vuelo

La aparición del fallo fue tan evidente, por el ruido y la vibración tan fuerte que generó, que su detección fue inmediata por todos los miembros de la tripulación. La reacción del comandante también fue inmediata y lo primero que se escuchó fue la verbalización, en voz alta, del fallo que les aparecía en el ECAM y que repitió el copiloto. De esta forma, ambos miembros estaban centrados en el problema y en el procedimiento que iban a aplicar para combatirlo.

En cuanto apareció el fallo se produjo un cambio de funciones a bordo. Hasta ese momento, el copiloto había sido el piloto a los mandos y lo usual es que se hubiese mantenido como piloto a los mandos durante el resto del vuelo. Sin embargo, como establece el FCTM, siempre queda a criterio del comandante tomar el control de la aeronave, tal y como ocurrió en este caso. Este cambio de funciones no fue comunicado

por el comandante, sino que directamente empezó a realizar acciones que corresponden al piloto a los mandos. Hay que señalar que, si bien este cambio no fue comunicado, el hecho de que fuese diciendo en voz alta todas y cada una de las acciones que iba realizando, no dejó ninguna duda sobre la nueva situación y el copiloto fue plenamente consciente de este cambio desde el principio. Muestra de ello es que el copiloto fue el que lo verbalizó «you have control and communications» después de que el comandante tomara el control.

La reacción del comandante sobre el motor fue prácticamente instintiva: a los 5 segundos la palanca de potencia del motor 2 estaba en IDLE y a los 11 se habían completado las acciones iniciales. No hubo ninguna confusión ni duda sobre lo que hacer y, desde el principio, fueron conscientes de la gravedad del fallo y que no había ninguna opción de recuperar el motor. No hubo ninguna mención a la causa del fallo y se centraron en gestionar la emergencia. La situación a la que se enfrentó la tripulación fue complicada en el sentido de que iban con sobrepeso (a efectos del aterrizaje), la vibración era tan fuerte que no solo dificultaba el vuelo sino acciones básicas como leer una lista y, como comentaron después del vuelo, el hecho de lo inusual de la situación y la incertidumbre del alcance del fallo.

La tensión fue evidente en el comandante, probablemente favorecida por el hecho de que su familia iba a bordo. La presencia de familiares en la cabina de vuelo no está permitida por la compañía, y de hecho, uno de los familiares interrumpió la ejecución de la lista de ENGINE STALL. Esa tensión, por ejemplo, se reflejó en el hecho de no respetar, en un primer momento, la distribución de funciones asociadas al PF y al PNF, solicitando al copiloto funciones que debía hacer él como PF, o interrumpiendo el procedimiento de ENGINE STALL y que llevó a apagar el motor a los 35 segundos. Tanto la llamada a ATC como la llamada al sobrecargo deberían haberse realizado tras la finalización del procedimiento.

La reacción y actuación durante todo el vuelo del copiloto fue impecable. Mantuvo en todo momento la calma, fue asertivo cuando tuvo que «recordar» al comandante que las comunicaciones le correspondían a él o advertirle sobre ciertos aspectos del vuelo y la navegación, se adhirió en todo momento a los procedimientos y a la distribución de funciones que se entrenan, estuvo constantemente pendiente del vuelo y tomó la iniciativa, cuando el comandante no lo hacía, en aspectos como la iniciar listas o sugerir detener la aeronave en el rodaje previendo algún futuro problema con el tren, como efectivamente sucedió.

La carga de trabajo del copiloto, como PNF, en este incidente y en general en las emergencias, fue alta ya que se encargó de gestionar la emergencia. La presencia del tercer piloto en cabina de pasaje fue positiva ya que ayudó al copiloto a realizar sus tareas, colaboró buscando listas y realizando cálculos y, además, suponía otra garantía más de que los procedimientos se estaban haciendo bien. En este sentido, el papel del comandante fue decisivo porque desde el inicio de la emergencia, explícitamente, le

involucró aprovechando su presencia en cabina. Hay que resaltar que el ambiente que se dio en la cabina de vuelo, en cuanto a trabajo en equipo, delegación de funciones, confianza y asertividad fue propiciado por el comandante que, en todo momento, fomentó este tipo de actuaciones, aceptando y agradeciendo todos los comentarios del copiloto y solicitando a los dos que estuviesen pendientes del vuelo.

La ejecución de los procedimientos fue completa y se pudo identificar el inicio de cada uno de ellos en el CVR. En todo momento, no solo en los momentos iniciales, todas las acciones, tanto del comandante como del copiloto, fueron dichas verbalmente, lo que contribuyó a que ambos fuesen perfectamente conscientes del vuelo, de su evolución y de las intenciones en un futuro inmediato. La gestión de las interrupciones de las listas se realizó de forma adecuada y, en todas las ocasiones, el copiloto volvió a iniciar las listas desde el principio, asegurándose así de que se ejecutaban completamente. La actuación sobre determinados interruptores (descarga de botellas y apagado del motor), que requerían la comprobación de los dos miembros de la tripulación, fue realizada como establece el procedimiento y el copiloto solicitó la atención del comandante cuando fue necesario.

Durante toda la aproximación reflejaron la preocupación que tenían por el sobrepeso de cara a la toma, por la velocidad y por la altura, eran muy conscientes del escenario en el que se encontraban. Tenían prisa por volver a Madrid cuanto antes pero también eran conscientes de que la aproximación había que hacerla bien y que la aeronave debía estar adecuadamente configurada. De hecho, se plantearon realizar una espera en LALPI para disminuir altura si era necesario.

La ejecución de todos los procedimientos de la emergencia se realizó muy rápidamente (en menos de dos minutos) y sin errores. La situación en cabina era de calma y control de la situación y se mantendría el resto del vuelo hasta la toma. Tanto fue así que, 1 minuto antes de la toma, a 1.000 ft sobre el terreno, el comandante sugirió al copiloto que hiciese él la toma. Se considera que en la fase de vuelo en que se encontraban no hubiese sido acertado el cambio de mandos, con la vibración que había y después de haber volado el comandante el avión durante toda la emergencia. La reacción del copiloto fue prudente e insistió en que fuese el comandante quien siguiera con el vuelo. Mantuvieron todos los automatismos, como se recomienda en los manuales, a excepción de la toma, que el comandante prefirió hacer en manual y no utilizó el AUTOLAND⁴⁶.

Sobrecargo

El sobrecargo gestionó la emergencia de una forma correcta. En su relación con la cabina de vuelo mostró mucha tranquilidad y no mostró ningún nerviosismo o inquietud

⁴⁶ El FCTM indica que el AUTOLAND está operativo en operaciones con un solo motor.

cuando entró a cabina y recibió, por primera vez, la información sobre la emergencia. Preparó y aseguró la cabina y respetó, sin interrumpir, las conversaciones concernientes al vuelo cuando estuvo con los pilotos. Tenía muy claro qué información necesitaba, y en este sentido, preguntó al comandante explícitamente sobre la evacuación. Sugirió, desde el primer momento, que los familiares se desplazaran a su asiento en la cabina de pasaje.

ATC

Las instrucciones de ATC fueron rápidas y concretas. No interrumpieron a la tripulación, más allá de los cambios de frecuencia necesarios durante la aproximación a Madrid-Barajas, salvo para preguntar por una posible evacuación de combustible. Esta pregunta muestra una clara anticipación a las posibles necesidades de la aeronave en emergencia. En todo momento se le dio prioridad a la aeronave y se desviaron los tráficos que fueron necesarios para evitar posibles conflictos. Una vez que la aeronave estaba en tierra, no se autorizó ninguna aproximación hasta que no se aseguraron de que la posición de la aeronave era tal que dejaba libre de conflicto la pista 18R.

Aeropuerto de Madrid-Barajas

Las actuaciones por parte del aeropuerto fueron adecuadas. Activaron la alarma local, como corresponde a este tipo de emergencia, y la actuación de los bomberos se considera acertada en tanto que acompañó a la aeronave durante su recorrido en tierra y enfrió el tren inmediatamente en cuanto apareció el fuego en la rueda número 4. Estuvieron pendientes del desembarco del pasaje y colaboraron durante el mismo. Como único comentario, se menciona la demora de casi 30 minutos desde que la aeronave se detuvo en R7 hasta que llegaron los equipos para desembarcar el pasaje. Esta demora se debió al cambio de planes de la tripulación de no continuar con el rodaje. El equipo de asistencia en tierra estaba preparado para asistir a la aeronave en el puesto asignado inicialmente y las coordinaciones necesarias y el traslado del equipo retrasaron todo el proceso.

2.2. Rotura del álabe

El fallo del motor Trent 772B-60 S/N 41222, instalado como número 2 en la aeronave EC-LKE, se produjo por el desprendimiento en vuelo del 75% del álabe número 4 (P/N FW23741 S/N RGF18472). El desprendimiento del álabe se había producido como consecuencia de una fractura propagada por un mecanismo de fatiga. El inicio de la fractura se encontró en una pequeña zona situada a 150 mm de la raíz del álabe y 113 mm del borde de ataque, en el punto de unión entre el panel de succión y la

membrana interna, en la que el material presentaba un defecto de pegado. El defecto de pegado, en su totalidad, afectaba a una longitud total de 600 μm en sentido longitudinal y 70 μm en profundidad. De la longitud total, 200 μm correspondían a un área en la que el material no estaba pegado y los 400 μm restantes a un área en la que el material presentaba discontinuidad en el pegado.

Las características de la superficie de fractura podrían indicar que el crecimiento de la fractura se había producido bajo un régimen de cargas donde la variación de intensidad había sido demasiado baja como para producir el estriado, pero donde la relación entre la carga máxima y la mínima había sido muy alta. Esto indicaría que el álabe podría haber estado sometido a vibraciones de amplitudes mayores a las esperables en la operación normal.

A pesar de existir antecedentes de desprendimiento parcial de álabes del fan en la flota Trent700, el álabe del incidente EC-LKE presentaba una casuística distinta al resto de fallos ocurridos. Durante tres años y medio se realizaron pruebas y estudios (descritos de forma muy genérica en el apartado 1.8) para poder entender la rotura del álabe. El defecto encontrado no estaba en ninguno de los puntos de máximo estrés del álabe, sus dimensiones eran muy reducidas y su orientación no era la de máximo estrés en el álabe. Por este motivo, el análisis de la rotura ha comprendido las siguientes áreas:

- Capacidad del defecto de pegado, por sí sólo, para generar y propagar una grieta.
- Origen del defecto de pegado del material y características del material en la zona.
- Estudio de la operación de la aeronave con objeto de identificar posibles condiciones inusuales de operación que pudiesen haber influido en el evento.

Después de aplicar el modelo de elementos finitos, de realizar estudios de sensibilidad, de fabricar y someter a ensayos de fatiga por bajo y alto número de ciclos a álabes a los que se habían incubado defectos similares, mayores y en ubicaciones más críticas al del incidente, todos los resultados arrojaron la misma conclusión:

- el defecto, por sí sólo, y sometido a las cargas normales para las que está diseñado, no podía haber desarrollado la rotura del álabe en ese número de ciclos, y
- para producir el fallo del álabe en ese número de ciclos, harían falta niveles de excitación muchísimo mayores a los que se pueden encontrar normalmente en servicio.

Dadas las características de discontinuidad en el material a ambos lados de la zona no pegada, se confirmó que el defecto se había producido durante el proceso de fabricación, y más concretamente durante el pegado por difusión, ya que los paneles no se habían pegado y luego separado (en cuyo caso las características a ambos lados de la fisura serían parecidas), sino que ese pegado no se había producido. Teniendo en cuenta esta información, el análisis se centró en identificar no sólo el origen del fallo de pegado,

sino en detectar si este defecto había podido afectar al material reduciendo sus propiedades y favoreciendo el desarrollo de una grieta en un bajo número de ciclos. La aplicación de técnicas específicas para el análisis de un defecto de dimensiones tan reducidas confirmó:

- la presencia, durante el pegado por difusión, de un contaminante orgánico con contenido en oxígeno, nitrógeno y carbono (probablemente pelo de ceja o cinta adhesiva) que había originado el defecto de pegado y que había producido un incremento en la dureza del material en una zona muy localizada y cercana al defecto, sin producir cambios visibles en la microestructura, y que
- las reducidas dimensiones en las que las propiedades del material estaban afectadas tenían un impacto insignificante en la vida útil del álabe, bajo condiciones normales de operación, es decir,
- la reducción en las propiedades del material no era suficiente para hacer evolucionar el defecto y producir la rotura del álabe.

Ya que bajo cargas normales, el defecto no era capaz de propagarse y generar una fractura, se consideraron qué tipo de cargas (o bien puntuales, como un impacto con un ave, o bien mantenidas, derivadas de la operación del motor) podrían haber afectado al álabe y haber proporcionado la energía necesaria para la evolución de defecto. Tras el estudio de los datos históricos de funcionamiento del motor y de ensayos en vuelo, en los que se monitorizó el motor para evaluar posibles cargas no contempladas, se concluyó que:

- a pesar de que los daños en el fan podían explicarse con un impacto con un ave, no se encontraron evidencias de haberse producido,
- no se identificó ningún condicionante durante la operación de la aeronave que hubiese afectado al álabe,
- el álabe no estaba sometido, en su operación normal, a ninguna carga que no se contemplara en el proceso de certificación, y
- se identificaron una serie de escenarios en los que era posible someter el álabe a mayor carga que la nominal, disminuyendo así su vida útil.

Como conclusión, se pudo confirmar que el origen del fallo del álabe se encontraba en una zona en la que el material no se había pegado entre el panel de succión y la membrana, debido a un error en el proceso de fabricación. Este error en el proceso de fabricación había consistido en la presencia de un material contaminante que había impedido el pegado de los paneles y había disminuido muy localmente las propiedades de resistencia a la fatiga del material. Sin embargo, la evolución y propagación de una grieta a partir del defecto detectado debió necesitar de unas cargas mayores a las normales en servicio. Las circunstancias en las que el álabe pudo estar sometido a esas cargas mayores de las nominales no se han podido establecer ni confirmar, aunque lo que parece claro es que algún evento de esas características fue necesario para hacer evolucionar el defecto de pegado.

2.3. Secuencia de eventos tras el desprendimiento parcial del álabe del fan

Tras la liberación del fragmento del álabe número 4 en la posición 2, éste tardó más tiempo de lo esperado en quedar retenido en el carenado del fan y el recubrimiento de Kevlar, lo que provocó el contacto con el álabe que avanzaba detrás de él, el número 5. Se considera que la causa de que no quedara contenido en él fue el hecho de que el álabe se liberó con menos energía de la que se habría producido si se hubiese liberado todo el álabe completo con el motor con mayor potencia (despegue), tal y como se ensaya en certificación.

Tras el contacto del álabe número 4 con el siguiente, los fragmentos quedaron contenidos en el carenado posterior del fan, donde se recogieron tras el incidente. El álabe número 5 se liberó por sobrecarga en la posición 3. Desde allí se desvió hacia abajo, donde produciría los daños encontrados en la posición 5 del carenado del fan y de la tobera de entrada. El fragmento liberado salió despedido tangencialmente y hacia delante del motor, penetrando en la barrera interior de la tobera de entrada en la posición 4 y saliendo por el panel exterior de la misma aproximadamente en la posición 6. Este fragmento no se pudo recuperar pero no produjo ningún daño a la aeronave.

Por lo tanto, los daños en el carenado del fan y en la tobera de entrada fueron producidos por el fragmento desprendido del álabe número 5.

Los daños en los componentes instalados en la parte exterior del carenado del fan se localizaban entre las posiciones 2 y 3, lo que se considera coherente con las posiciones iniciales de impacto de los álabes 4 y 5, es decir, estaban alineados con estos puntos y se consideran daños posteriores al desprendimiento parcial del álabe del fan.

Las roturas del material de la cara interna de la tobera de entrada, indicaban que este material se había liberado después del desprendimiento parcial del álabe del fan en algún momento en que la velocidad del fan era baja y no antes, ya que si el fan hubiese estado girando a alta velocidad, los fragmentos habrían sido absorbidos por el fan y no podrían haber quedado retenidos en el interior de la tobera. En este sentido, la rápida reacción de la tripulación que, a los 5 segundos posicionó en IDLE la palanca del motor, ayudó a no extender los daños.

Las roturas del panel exterior indicaban igualmente que se habían producido como consecuencia del incidente y no anterior a él. La tobera de entrada no es un elemento diseñado para contener fragmentos de álabe desprendidos y, como tal, no pertenece al sistema de contención del fan.

Como conclusión, se encontraron daños esperables tras un desprendimiento de un álabe del fan, a excepción del hecho de que un fragmento, de un segundo álabe, se había desprendido hacia delante del motor y había perforado la tobera de entrada. Este

hecho ha sido objeto de un proyecto de revisión y rediseño del sistema de contención del motor por parte del fabricante.

2.4. Detección del fallo

La anticipación al fallo del álabe es otro de los aspectos que se valoraron como parte del incidente. Los únicos datos que permitieron, tras el incidente, poder intuir que, o bien la grieta estaba evolucionando o que el motor estaba experimentando algún cambio en sus condiciones, fue el aumento de la vibración del eje del fan. Este parámetro aumentó su valor los dos vuelos anteriores con respecto al comportamiento habitual del motor.

Sin embargo, los valores seguían estando dentro de los valores normales y no habían sobrepasado los valores límites como para generar ninguna alerta. De hecho, tras el incremento, los valores se situaban en las mismas cifras que los del motor izquierdo de la aeronave. En muchas ocasiones, se producen fluctuaciones en los valores que luego desaparecen y vuelven a los valores normales sin ser indicativos de ningún problema latente.

No hubo posibilidad, por lo tanto, de detectar ni prever el fallo del álabe.

2.5. Medidas de prevención adoptadas

La identificación de la causa del fallo del álabe generó dos áreas sobre las que era necesario establecer medidas.

La primera de ellas era la que afectaba al proceso de fabricación del álabe, en la que un contaminante había generado un defecto en el mismo. En este ámbito, el fabricante ha tomado medidas para mejorar y eliminar el riesgo de volver a introducir contaminantes en el proceso de fabricación. Estas medidas han afectado a la formación del personal involucrado en los procesos, a las instalaciones y a la herramienta que se utiliza. Las medidas se consideran suficientes para eliminar el riesgo de que se vuelva a producir un caso como el del incidente.

La segunda área afectaba a las medidas necesarias para poder detectar álabes con defectos similares antes de que el defecto evolucionara lo suficiente como para producir el fallo completo del álabe. Potencialmente, la población de álabes afectada era toda, con lo que las medidas deberían afectar a toda la población. En fabricación no se podían detectar defectos tan pequeños, por las limitaciones del equipo y de la zona en la que se encontraban, por lo que la detección debería hacerse después, a partir de un tamaño de grieta mínimo detectable por los equipos de inspección y, siempre, antes del fallo completo. Para esto se utilizó el mínimo número de ciclos en los que se había

producido un desprendimiento parcial del álabe del fan en la flota, estableciendo inspecciones intermedias cada cierto número de ciclos. Estas medidas fueron objeto del boletín de servicio del fabricante (NMSB72-AH465) y la directiva de aeronavegabilidad de EASA (AD2014-0031). Con esto se aseguraba la detección de los álabes antes de un fallo completo de los mismos.

Las inspecciones realizadas a toda la población de álabes no han evidenciado, hasta el momento, ningún otro álabe con las características del álabe número 4 de la aeronave EC-LKE.

Además de estas medidas, el fabricante ha iniciado un programa para el diseño de un nuevo álabe para el motor Trent 700.

Por último, se han tomado acciones de modificación de los procedimientos de ciertas operaciones en tierra («ground running procedures») para evitar que se produzcan situaciones en las que el álabe pueda estar sometido a mayores cargas que las nominales. Estas modificaciones están siendo objeto de revisión de Airbus y Rolls-Royce, como fabricantes de la aeronave y del motor.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

Sobre el vuelo

- La aeronave poseía los permisos necesarios para la actividad que llevaba a cabo.
- La tripulación era apta para realizar el vuelo.
- Después de 14 minutos tras el despegue, el motor derecho experimentó un desprendimiento parcial del álabe del fan que produjo en cabina los avisos de ENGINE STALL y ENGINE FAIL, además de una fuerte vibración.
- La tripulación gestionó adecuadamente la emergencia, realizando íntegramente todos los procedimientos.
- El motor derecho se pasó a ralentí a los 5 segundos del fallo y se apagó a los 35 segundos.
- Durante todo el vuelo, la tripulación mostró control sobre la situación y una buena conciencia situacional. El ambiente en cabina era bueno, todos los miembros de la tripulación siguieron perfectamente la emergencia y trabajaron como un equipo.
- La tripulación declaró MAYDAY, regresó a Madrid-Barajas y preparó la aeronave para realizar una toma con sobrepeso (228.400 kg siendo el MLW de 180.000 kg).
- La tripulación siguió todas las instrucciones de ATC durante la emergencia.
- La toma se realizó en manual sin incidencias y la aeronave se detuvo en R7, dejando libre la pista tras la toma.
- Se produjo un pequeño fuego en la rueda número 4 del tren principal izquierdo que fue apagado por los bomberos que se encontraban al lado de la aeronave.
- El aeropuerto había declarado alarma local y preactivó a los colectivos afectados.
- No hubo evacuación de emergencia.
- No hubo lesiones ni heridos durante el incidente.
- Todo el pasaje se reubicó en un vuelo 6 horas más tarde.
- La aeronave recibió prioridad sobre el resto de tráfico por parte del servicio de control.

Sobre el álabe

- El motor número 2 de la aeronave EC-LKE sufrió un desprendimiento parcial del álabe del fan (P/N FW23741 S/N RGF18472) en ascenso, con un 86% de N1, a 24.100 ft y 306 kt de CAS.
- El álabe acumulaba 4.367 ciclos y su mantenimiento no mostró ninguna irregularidad.
- El último mantenimiento al álabe había sido 109 ciclos antes, en abril de 2010.
- El álabe tenía un defecto originado en fabricación en uno de los puntos de unión entre el panel de succión y la membrana interna. El defecto, situado a 150 mm de la raíz y 113 mm del borde de ataque, consistía en una zona de 600 x 70 µm en la que el pegado por difusión no se había producido.

- La fractura se había propagado por un mecanismo de fatiga, iniciado en el defecto de pegado.
- El defecto se había producido por la presencia de un contaminante orgánico durante el proceso de pegado. El contaminante había producido un incremento de un 12% en la dureza del material en una zona muy localizada alrededor del defecto. No se habían producido cambios visibles en la microestructura.
- El análisis con elementos finitos mostró que el defecto, de forma aislada, y debido a sus dimensiones, orientación y situación, no podía producir la fractura del álabe a los 4.367 ciclos. Este resultado fue confirmado por los programas de ensayos a fatiga a bajo y alto número de ciclos (LCF y HCF).
- Las características de la superficie de fractura sugerían que el álabe podría haber estado sometido a vibraciones de amplitudes mayores a las normales.
- No se encontraron, mediante ensayos en vuelo, cargas sobre el álabe no contempladas anteriormente, aunque se detectaron algunos escenarios, durante las operaciones de funcionamiento en tierra, donde el álabe estaba sometido a mayores cargas que las nominales.
- No se encontraron evidencias de impacto con aves en el motor.

Sobre el motor

- El álabe número 4 del motor quedó contenido por el sistema de contención.
- El álabe número 4 quedó en el plano del fan más tiempo del esperado y produjo la rotura por sobrecarga del álabe siguiente, el número 5, que quedó fracturado por la mitad.
- El fragmento del álabe número 5 salió despedido hacia abajo y hacia delante del motor, atravesando la barrera interior de la tobera de entrada por la posición 4 y saliendo por el panel exterior de la tobera de entrada por la posición 6.
- No se produjo impacto sobre el fuselaje de la aeronave.
- Todos los daños producidos en el motor fueron posteriores y esperables al desprendimiento parcial del álabe del fan.

Sobre las medidas adoptadas

- El fabricante ha tomado medidas en relación con los procesos de fabricación, mejora de determinados sistemas del motor y ha iniciado un programa para el rediseño del álabe del motor Trent700.

3.2. Causas/Factores contribuyentes

El incidente de la aeronave EC-LKE se produjo por el desprendimiento del álabe del fan número 4 (P/N FW23741 S/N RGF18472) del motor derecho (Trent 772B-60 S/N 41222),

a los 4.367 ciclos, debido a una grieta propagada por fatiga a partir de un defecto de pegado de $600 \times 70 \mu\text{m}$, situado a 150 mm de la raíz y 113 mm del borde de ataque, en la unión entre el panel de succión y la membrana.

Este defecto, originado por la presencia de un contaminante orgánico durante el proceso de fabricación, además de impedir el pegado del material modificó localmente las propiedades del material, sin producir modificaciones visibles en la microestructura. Bajo esfuerzos normales de operación, este defecto, de forma aislada, no pudo haberse desarrollado y fracturar el álabe en 4.367 ciclos, por lo que se considera probable que el álabe estuviese sometido a cargas mayores a las nominales. Las circunstancias bajo las que dichas cargas pudieron haberse producido no han podido ser determinadas.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD OPERACIONAL

REC 32/15. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que revise las actuales especificaciones de certificación del módulo del carenado del fan, y las modifique en caso necesario, para eliminar la posibilidad de que un fragmento de álabe, liberado en un desprendimiento de un álabe del fan (FBO), impacte con el fuselaje de la aeronave.

