



**COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL**

Informe técnico IN-005/2014

Incidente ocurrido el día 9 de marzo de 2014, a la aeronave BOEING MD-11, matrícula PH-MCU, operada por MARTINAIR CARGO, en el aeropuerto de Tenerife Sur/Reina Sofía (Santa Cruz de Tenerife)



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

IN-005/2014

**Incidente ocurrido el día 9 de marzo de 2014,
a la aeronave BOEING MD-11, matrícula PH-MCU,
operada por MARTINAIR CARGO,
en el aeropuerto de Tenerife Sur/Reina Sofía
(Santa Cruz de Tenerife)**

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

NIPO: 161-16-363-X

Diseño, maquetación e impresión: Centro de Publicaciones

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	ix
1. Información factual	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.2. Lesiones personales	2
1.3. Daños a la aeronave	2
1.4. Otros daños	3
1.5. Información sobre el personal	4
1.5.1. Comandante	4
1.5.2. Copiloto	4
1.6. Información sobre la aeronave	5
1.6.1. Información general	5
1.6.2. Información sobre el motor nº 3	6
1.6.2.1 Última revisión general del motor nº 3	7
1.6.2.2 Estado de aplicación de directivas de aeronavegabilidad y boletines de servicio .	8
1.6.2.2.1. Directiva de aeronavegabilidad FAA-2012-14-09	8
1.6.2.2.2. Boletín de servicio 72-798.....	9
1.6.3 Inspección del motor nº 3	9
1.6.4 Desmontaje e inspección del motor en taller	11
1.7. Información meteorológica	14
1.8. Ayudas para la navegación	14
1.9. Comunicaciones	14
1.10. Información de aeródromo	16
1.11. Registradores de vuelo	17
1.11.1. Registrador de datos de vuelo (FDR)	17
1.11.2. Registrador de voces en cabina (CVR)	18
1.11.3. Registrador de acceso rápido (QAR)	18
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	22
1.13. Información médica y patológica	22
1.14. Incendio	22
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia	22
1.16. Ensayos e investigaciones	22
1.16.1. Declaraciones de la tripulación	22
1.16.2. Área de flujo de la 2ª etapa (rotor) de la turbina de alta presión (HPT)	25
1.16.3. Estudio metalográfico	25
1.17. Información sobre organización y gestión	27
1.18. Información adicional	30
1.18.1. Antecedentes de roturas/desprendimientos de álabes guía de la 4ª etapa LPT .	30
1.18.2. Medidas adoptadas por el fabricante del motor con anterioridad al suceso	30
1.18.3. Boletines de servicio y otra información emitidos con posterioridad al suceso .	31
1.18.3.1 Boletín de servicio Pratt & Whitney 72-826	31
1.18.3.2 Boletín de servicio Pratt & Whitney 72-827	31

1.18.3.3 Boletín especial de información de aeronavegabilidad. SAIB: NE16-01	31
1.18.4. Incidente aeronave PH-MCW en Puerto Rico	33
1.18.5. Seguimiento y evaluación de riesgos en motores efectuada por el operador ...	33
1.18.6. Excitación HPT 2E	34
1.18.7. Aterrizaje con sobrepeso o lanzamiento de combustible	34
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces	35
 2. Análisis	 36
2.1. Análisis del vuelo (hasta el suceso)	36
2.2. Análisis de la gestión de la emergencia	36
2.3. Análisis de la secuencia de las roturas	37
2.4. Análisis de la rotura inicial	39
2.5. Medidas tomadas por P&W	40
 3. Conclusiones	 42
3.1. Constataciones	42
3.2. Causas/factores contribuyentes	42
 4. Recomendaciones de seguridad operacional	 44

Abreviaturas

° ' "	Grado(s), minuto(s) y segundo(s) sexagesimal(es)
°C	Grado(s) centígrado(s)
°F	Grado(s) fahrenheit
%	Tanto por ciento
AD	Directiva de aeronavegabilidad
AGB	Caja de engranajes angular
AGL	Sobre el nivel del terreno
ATC	Control de tránsito aéreo
ATPL	Licencia de piloto de transporte
BOAS	Segmentos de sellos de aire
CIAIAC	Comisión de investigación de accidentes e incidentes de aviación civil
CIR	Manual de limpieza, inspección y reparación
cm	Centímetro(s)
CSN	Ciclos desde nuevo
CSO	Ciclos de revisión general
CVR	Registrador de voces en cabina
DFDR	Registrador digital de datos de vuelo
DME	Equipo medidor de distancia
EEC	Control electrónico de motor
EGT	Temperatura de los gases de escape
EPR	Relación de presiones en motor
ESA	Eagle Services Asia
FAA	Autoridad federal de aviación de los Estados Unidos de América
FADEC	Control digital de motor de autoridad plena
FAR	Regulaciones federales de aviación
FCOM	Manual de operaciones para la tripulaciones
FDR	Registrador de datos de vuelo
FF	Consumo de combustible
FL	Nivel de vuelo
ft	Pie(s)
ft/min	Pie(s)/minuto(s)
ft/s	Pie(s)/segundo(s)
h	Hora(s)
HF	Alta frecuencia

HPC	Compresor de alta presión
HPT	Turbina de alta presión
hPa	Hectopascal(es)
IAS	Velocidad indicada
IDG	Unidad de generador integrada
ILS	Sistema instrumental de aterrizaje
in	Pulgada
IR(A)	Vuelo instrumental
Kg	Kilogramo(s)
Kg/h	Kilogramo(s) por hora
Kg/min	Kilogramo(s) por minuto
Klb	Kilolibras
Kt	Nudo(s)
LPC	Compresor de baja presión
LPT	Turbina de baja presión
m	Metro(s)
MCT	Potencia máxima continua
METAR	Informe meteorológico de aeródromo
MHz	Megahercio
Nº	Número
N	Norte
N1	Velocidad de rotación del conjunto de baja presión (compresor y turbina)
N2	Velocidad de rotación del conjunto de alta presión (compresor y turbina)
NAV	Navegación
NTSB	Organismo oficial de investigación de accidentes de transporte de los Estados Unidos de América
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
P/N	Número de parte
PF	Piloto a los mandos
PM	Piloto de monitorización
Psi	Libra(s) por pulgada cuadrada
QAR	Registrador de acceso rápido
QRH	Manual de referencia rápida
QNH	Reglaje de la subescala del altímetro para obtener elevación estando en tierra
RCA	Reglamento de circulación aérea
S	Sur
s	Segundo(s)

SAIB	Boletín especial de información sobre aeronavegabilidad
SB	Boletín de servicio
SBKP	Código OACI del aeropuerto de Viracopos (Brasil)
SEI	Servicio de extinción de incendios
SID	Salida normalizada por instrumentos
S/N	Número de serie
SEP	Habilitación de avión monomotor
TBC	Recubrimiento de protección térmica (thermal barrier coating)
TEC	Cárter de escape
TFS	Código IATA del aeropuerto de Tenerife Sur/Reina Sofía
TMA	Técnico de mantenimiento de aeronaves
TSN	Tiempo desde nuevo
TSO	Tiempo desde revisión general
TWR	Torre de control
UTC	Tiempo universal coordinado
V1	Velocidad de decisión
VOR	Radiofaro omnidireccional de muy alta frecuencia
Vr	Velocidad de rotación
W	Oeste

Sinopsis

Operador:	Martinair Cargo
Aeronave:	Boeing MD-11
Fecha y hora del accidente:	9 de marzo de 2014, 00:30 h ¹
Lugar del incidente:	Aeropuerto de Tenerife Sur/Reina Sofía
Personas a bordo:	2 tripulantes y 1 pasajero, ilesos
Tipo de vuelo:	Transporte aéreo – Regular – Internacional – Carga
Fase de vuelo	Despegue
Fecha de aprobación:	28 de septiembre de 2016

Resumen del incidente:

La aeronave Boeing MD-11, con matrícula PH-MCU, realizaba el trayecto entre los aeropuertos de Amsterdam (Holanda) y Viracopos (Brasil), que incluía una escala en el aeropuerto de Tenerife Sur.

En despegue de Tenerife Sur, cuando el avión se encontraba en ascenso inicial, la tripulación oyó primero un ruido fuerte y sintió que la aeronave guiñaba a la derecha. Al mismo tiempo, el comandante vio un destello blanco y una nube delgada enfrente de la aeronave. Después la tripulación apreció que las indicaciones de los parámetros del motor nº 3 no eran normales. Inmediatamente después se activó la alerta de fuego en dicho motor.

La tripulación aplicó el procedimiento correspondiente, tras lo que se canceló la alerta.

Se continuó el ascenso hasta FL070, con objeto de lanzar combustible y disminuir peso al aterrizaje, antes de proceder a retornar al aeropuerto de Tenerife Sur.

Finalmente aterrizó sin novedad en este aeropuerto. Una vez en plataforma se hizo una inspección visual comprobándose que el motor nº 3 había sufrido una rotura no contenida. No se observó que hubiera habido ninguna fuga de combustible, líquido hidráulico o aceite.

¹ Hora local que coincide con la hora UTC.

La investigación ha determinado que la rotura del motor nº 3 de la aeronave se produjo como consecuencia del desprendimiento de uno de los álabes del grupo de álabes guía nº 22 del estátor de la 4ª etapa de la turbina de baja presión (LPT).

Se considera que probablemente la causa raíz de dicha rotura fueron los pulsos de presión (excitación HPT 2E), generados por la 2ª etapa de la turbina de alta presión (HPT), que produjeron altos niveles de vibración en el estátor de la 4ª etapa de la turbina de baja presión (LPT), que dieron lugar a la formación de grietas de fatiga en los álabes guía.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave Boeing MD-11, con matrícula PH-MCU, realizaba el trayecto entre los aeropuertos de Amsterdam (Holanda) y Viracopos (Brasil), que incluía una escala en el aeropuerto de Tenerife Sur/Reina Sofía.

En despegue de Tenerife Sur, cuando el avión se encontraba en ascenso inicial, la tripulación oyó un sonido fuerte, similar a una explosión, y sintió que la aeronave hacía una guiñada a la derecha. Poco después sintieron vibraciones y miraron las indicaciones de motor observando que los parámetros correspondientes al motor nº 3 no eran normales. N2 estaba al 105% y la temperatura de la salida de gases se encontraba alrededor de 875°C.

Concluyeron que el motor nº 3 había sufrido daño sustancial. Comenzaron a aplicar el procedimiento correspondiente, y mientras lo estaban realizando, observaron que se activó la alerta de fuego en el motor nº 3.

La tripulación continuó aplicando el procedimiento que estaban realizando, ya que éste es de aplicación en casos de daño severo o fuego en motor, cancelándose la alerta de fuego tras la descarga de la primera botella de agente extintor.

Decidieron retornar al aeropuerto de partida. Valoraron la situación y, en vista de que la alarma de fuego había sido cancelada y de que las condiciones de controlabilidad de la aeronave eran buenas, decidieron lanzar combustible para disminuir peso al aterrizaje, antes de proceder a retornar al aeropuerto de Tenerife Sur.

Solicitaron autorización a ATC para proceder al lanzamiento de combustible a FL070, siendo autorizados a ello.

Ascendieron a FL070 y una vez que habían lanzado el combustible necesario procedieron a regresar al aeropuerto de Tenerife Sur, donde aterrizaron sin novedad.

Una vez en plataforma se hizo una inspección visual comprobándose que el motor nº 3 había sufrido una rotura no contenida. No se observó que hubiera habido ninguna fuga de combustible, líquido hidráulico o aceite.

1.2. Lesiones personales

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

1.3. Daños a la aeronave

El motor nº 3 de la aeronave sufrió daños considerables como resultado de una rotura no contenida en el cárter de la turbina de baja presión (LPT).

Se apreciaron daños en el lado derecho de la aeronave, consistentes con la salida de material procedente del motor. Estos daños consistían básicamente en arañazos, abolladuras y rayas, así como grietas y perforaciones en algunas superficies de material compuesto, y se localizaron en las siguientes zonas:

- Borde de ataque del plano.
- Intradós del plano.
- Winglet.
- Flaps interior y exterior.
- Carenas de los carriles de los flaps (interior, medio y exterior).
- Alerón interior.
- Estabilizador horizontal.

La góndola del motor nº 3 presentaba los siguientes daños:

- El panel de acceso al compartimento del IDG del lado izquierdo había desaparecido.
- Había dos perforaciones en el lado derecho del carenado de la reversa.

La mayor de ellas tenía unas medidas de 78,7 x 35,5 cm. No se apreciaron en las superficies de fractura signos de quemado o fundido, encontrándose sus bordes deformados hacia afuera. En la zona adyacente a la parte superior de la perforación se apreciaron dos zonas con coloración azul-púrpura, que serían consistentes con coloración por temperatura.



Figura 1. Fotografía de la perforación mayor del carenado de la reversa del motor nº 3

La otra perforación tenía unas medidas de 7,6 x 5,1 cm.

- Se encontró fracturada una sección de unos 23 cm de longitud perteneciente a un refuerzo de una costilla.
- No se encontró ninguna indicación de fuego en las carenas.

Se apreciaron daños importantes en el montante del motor nº 3, en las siguientes áreas:

- La nervadura de la estación 286.0 se encontraba deformada y con grietas.
- Las nervaduras de la estaciones 341.9 y 315.9 estaban agrietadas.
- La totalidad de los remaches comprendidos entre las estaciones 286.0 y 341.9 del lado derecho del cierre superior de la nervadura estaban rotos o desaparecidos. El cierre de la nervadura se encontraba deformado.

1.4. Otros daños

No se produjeron otros daños.

1.5. Información sobre el personal

1.5.1. Comandante

- Edad: 47 años
- Nacionalidad: holandesa
- Licencia: ATPL (avión), válida hasta 3/09/2015
- Habilitaciones:
 - MD11 válida hasta 28/02/2015
 - IR (A) válida hasta 28/02/2015
 - SEP (Land) válida hasta 29/02/2016
- Competencia lingüística inglés nivel 6
- Certificado médico: clase 1, válido hasta 1/04/2015
- Horas totales de vuelo: 15787 h
- Horas de vuelo en tipo de aeronave: 10630 h
- Actividad desarrollada:
 - Últimos 90 días: 129 h
 - Últimos 7 días: 5:29 h
 - Últimas 24 h: 00:00 h
 - Descanso previo al vuelo: 40:29 h

1.5.2. Copiloto²

- Edad: 40 años
- Nacionalidad: holandesa
- Licencia: ATPL (avión), válida hasta 11/10/2015
- Habilitaciones:
 - MD11, válida hasta 30/11/2014
 - IR (A) válida hasta 30/11/2014
- Competencia lingüística inglés nivel 6
- Certificado médico: clase 1, válido hasta 1/07/2014
- Horas totales de vuelo: 11690 h
- Horas de vuelo en tipo de aeronave: 2237 h

² Aunque es comandante en Martinair, en este vuelo actuaba como copiloto.

- Actividad desarrollada:

Últimos 90 días: 78 h

Últimos 7 días: 5:29 h

Últimas 24 h: 00:00 h

Descanso previo al vuelo: 40:29 h

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. Información general

- Marca: Boeing
- Modelo: MD-11F
- Número de serie: 48757
- Año de construcción: 1996
- Certificado de revisión de la aeronavegabilidad: válido hasta 24/11/2014
- Motores, número/marca y modelo: tres (3)/Pratt & Whitney, PW4462
- Pesos
 - o Peso máximo de rodaje: 287.124 kg
 - o Peso máximo de despegue: 285.990 kg
 - o Peso máximo al aterrizaje: 222.941 kg
- Dimensiones
 - o Envergadura: 51,7 m
 - o Longitud: 61,2 m
 - o Altura: 17,6 m
 - o Base de ruedas: 10,7 m
- Horas: 81039 h
- Ciclos: 16085
- Estado de mantenimiento

Últimas inspecciones efectuadas a la aeronave		
Tipo de inspección	Horas totales	Fecha
D-check	74231	20/06/2012
C-check	78510	18/07/2013
A-check	80470	20/01/2014

Motores			
Motor	Nº 1	Nº 2	Nº 3
Modelo	PW4462-1E	PW4462-3	PW4462-3
Número de serie	P723803	P733793	P733721
Horas totales	55.096	71.647	72.424
Horas desde última inspección	1.163	569	1.163
Ciclos desde última revisión general	3.134	2.559	2.372

1.6.2. Información sobre el motor nº 3

Como se indica en el cuadro precedente, el motor nº 3 estaba fabricado por Pratt & Whitney, modelo PW4462 y número de serie 733721.

En el momento en el que ocurrió el incidente el motor nº 3 había acumulado 72.424 horas totales y 13.511 ciclos. Desde última revisión general había hecho 12.377 horas y 2.372 ciclos.

La turbina de baja presión (LPT) acumulaba 25597 horas y 5002 ciclos desde su última revisión general.

Es un motor de la familia de motores PW4000 con fan de 94 in de diámetro. Se trata de un motor turbofán de alta relación de flujo secundario.

El fan tiene 38 álabes y se encuentra acoplado a un compresor de baja presión (LPC) de 4 etapas. Ambos son movidos por la turbina de baja presión (LPT), que está compuesta por 4 etapas. El conjunto formado por el fan, el LPC y la LPT son denominados rotor de baja o N1.

El núcleo del motor incluye un compresor de alta presión (HPC) de 11 etapas, que está movido por la turbina de alta presión (HPT), que consta de 2 etapas. El conjunto formado por el HPC y la HPT se denomina rotor de alta o N2.

Vistos desde detrás del motor, ambos conjuntos, N1 y N2, giran en sentido horario.

El LPC y el HPC están separados por un cárter intermedio, que dispone de los herrajes de sujeción del motor al montante (sujeción delantera).

La sección del compresor está separada de la sección de la turbina por un difusor y una cámara de combustión anular.

Por detrás de la turbina de baja presión (LPT) se encuentra el cárter de escape de la turbina, que dispone de herrajes para la sujeción del motor (sujeción trasera).

El control del motor se realiza mediante una unidad de control digital de motor de autoridad plena (FADEC), también conocida como control electrónico de motor (EEC).

La góndola consta del capó de entrada, capó del fan, capó de la reversa y la tobera de salida, que proporcionan un carenado aerodinámico al motor.

1.6.2.1 Última revisión general del motor nº 3

La última revisión general que se le hizo a este motor tuvo lugar en las instalaciones de ESA en Singapur, en septiembre de 2010. En ese momento el motor contaba con las siguientes horas/ciclos:

- TSN: 60046
- CSN: 11139
- TSO: 13219
- CSO: 2630
- LPT TSO: 13219
- LPT CSO: 2630

Las tareas realizadas fueron las siguientes:

1. Tras efectuarles tareas de mantenimiento importante³, se reinstalaron los siguientes módulos/herrajes:
 - a. Compresor de alta presión.
 - b. Acoplamiento de la palanca acodada.
 - c. Cárter del difusor.
 - d. Herrajes de la boquilla de la turbina.
 - e. Turbina de alta presión.
2. Se inspeccionaron y se reinstalaron los siguientes módulos, sin hacerles labores de mantenimiento profundo:
 - a. Cárter del fan.
 - b. Compresor de baja presión.
 - c. Acoplamiento del LPC/LPT.
 - d. Cárter intermedio.
 - e. Turbina de baja presión.
 - f. Cárter de la salida de turbina.

³ Mantenimiento importante del núcleo del motor.

- g. Caja principal de engranajes.
 - h. Caja de engranajes angular.
3. Las sujeciones delantera y trasera de motor fueron reinstaladas tras revisión general.
4. Cojinetes principales:
- a. N° 2 y 3 reinstalados tras revisión general.
 - b. N° 1.5 reinstalado tras inspección visual

1.6.2.2 Estado de aplicación de directivas de aeronavegabilidad y boletines de servicio

1.6.2.2.1 Directiva de aeronavegabilidad FAA-2012-14-09

Esta Directiva de aeronavegabilidad es efectiva a partir del 7 de noviembre de 2012, y es aplicable a diferentes modelos de los motores PW4000-94" y PW4000-100", entre los que se encuentra el motor del suceso.

Su emisión se debía a varios casos de roturas de álabes guía de las etapas 3ª y 4ª de los estatores de la turbina de baja presión (LPT), que habían causado roturas no contenidas, siendo su objetivo la prevención de roturas similares.

Su implementación debía hacerse en la siguiente inspección general (overhaul) de la turbina de baja presión (LPT), consistiendo básicamente en las siguientes tareas:

- I. En la próxima revisión general de la turbina de baja presión (LPT):
 - a) Desmontar todos los álabes guía cuyo P/N estuviera entre los listados en la AD y que hubieran sido recubiertos más de una vez.
 - b) Re-ensamblar los álabes de la tercera etapa, alternando álabes pesados junto a álabes ligeros. Álabes de similar peso deberán posicionarse a 180°, con el fin de que se equilibren.
 - c) Examinar dimensionalmente ciertos grupos de álabes guía.
 - d) Comprobación dimensional de determinadas ranuras de sujeción de los álabes guía en el cárter trasero.
 - e) Inspeccionar el grupo de álabes guía n° 44 de la 4ª etapa de la LPT, y desmontar los vanos cuyo número de identificación coincida con los indicados.
- II. En la próxima revisión general de la turbina de alta presión (HPT):
 - a) Re-ensamblar los álabes de la 2ª etapa de la turbina de alta presión alternando álabes pesados junto a álabes ligeros. Álabes de similar peso deberán posicionarse a 180°, con el fin de que se equilibren.

Esta Directiva no había sido implementada en el motor del suceso, ya que éste no había sido sometido a inspección general con posterioridad a la emisión de la AD.

Aunque esta Directiva no había sido implementada, durante la revisión general previa, los álabes de la segunda etapa de la HPT habían sido montados según la revisión 92 del manual del motor, que ya contiene el patrón de montaje indicado en dicha Directiva.

1.6.2.2. Boletín de servicio 72-798

El SB 72-798 tiene por objeto la inspección del estátor de la 4ª etapa de la LPT, a fin de detectar la presencia de grupos de álabes guía que no se consideraban aceptables, a causa de haber sido producidos con radios de acuerdo inferior a los mínimos. En caso de confirmarse, deberían remplazarse los afectados por otros con números aceptables. Este boletín fue emitido por primera vez el 7/08/2009, habiendo sido revisado posteriormente en dos ocasiones, la última de las cuales data de 17/02/2011. Se recomendaba que fuera implementada en la siguiente ocasión en que se desmontase el motor a nivel suficiente para proporcionar acceso para llevar a cabo la tarea, sin que hubiera un tiempo límite para ello.

No había sido implementado en el motor del suceso, ya que éste no había sido desmontado al nivel requerido, con posterioridad a la emisión del SB.

1.6.3. Inspección del motor nº 3

No se observó evidencia alguna de manchas de aceite, combustible o líquido hidráulico.

El nivel del depósito de aceite era normal. El aceite no olía acre, ni se detectó olor a combustible.

Se examinaron los detectores de partículas de la caja de accesorios ("main gear box"), de los compartimentos de los cojinetes nº 1, 1.5, 2, 3 y 4, así como de la AGB ("angle gear box"), sin encontrarse ningún resto en ellos.

El buje del fan ("spinner") estaba en su posición, y no mostraba nada relevante.

El fan se encontraba aparentemente bien centrado dentro de su carcasa, y correctamente colocado en sentido axial. Los álabes estaban todos en sus posiciones. Se encontraban completos y sin evidencias de daños por objetos extraños. La banda de rozadura mostraba signos de roces recientes desde las 3 hasta las 12, visto desde detrás.

El interior de la tobera de escape mostraba en toda su superficie multitud de muescas de impactos.

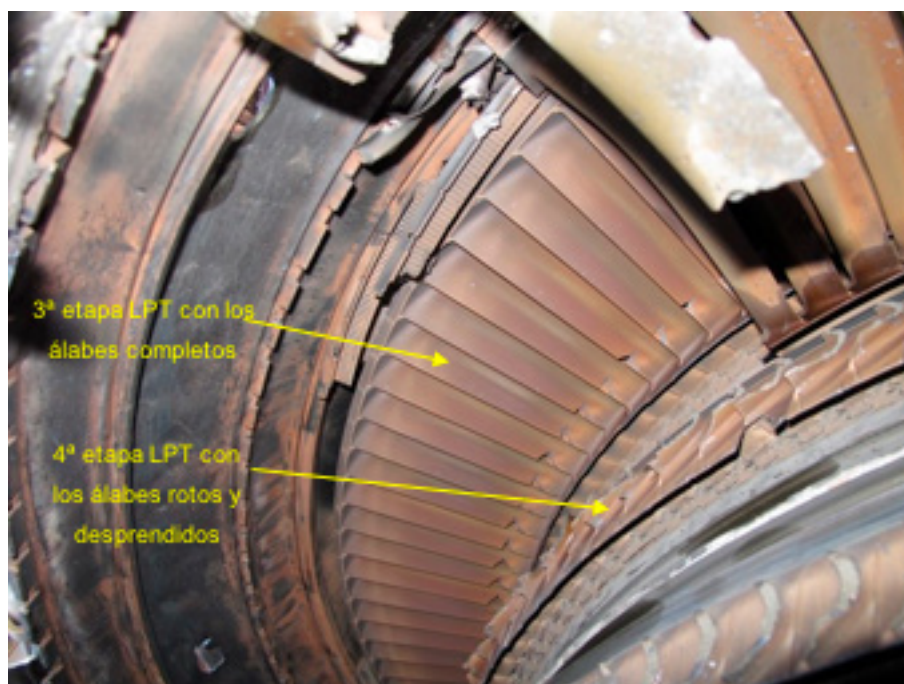


Figura 2. Fotografía de la turbina de baja presión (LPT)

El fan y el compresor de baja podían ser girados a mano en sentido horario, moviéndose con suavidad. Sin embargo, al principio no fue posible girarlos en sentido antihorario. La turbina giraba concurrentemente con el fan.

La inspección del motor reveló que había habido un fallo no contenido en la turbina de baja presión (LPT), concretamente en el plano de la 5ª etapa, que afectó a las etapas de la 3 a la 6⁴, cuyo detalle es el siguiente:

- Álabes de la etapa 3: dañados y en su posición correcta.
- Álabes guía del estátor de la etapa 4: fuertemente dañados y algunos perdidos.
- Álabes de la etapa 4: todos los álabes perdidos.
- Álabes guía del estátor de la etapa 5: fuertemente dañados y algunos perdidos.
- Álabes de la etapa 5: todos los álabes perdidos.
- Álabes guía del estátor de la etapa 6: numerosos perdidos.
- Álabes de la etapa 6: todos los álabes perdidos.
- Cáster de la turbina de baja presión (LPT): penetración desde el interior hacia el exterior.

⁴ De acuerdo con la nomenclatura de Pratt & Whitney, las etapas de las turbinas se numeran de delante a atrás, comenzando en la más adelantada de la turbina de alta presión (HPT). De esta forma las etapas nº 1 y nº 2 son las dos etapas de que consta la HPT, y la etapa 3 es, por tanto, el primer disco de la turbina de baja presión (LPT).

1.6.4. *Desmontaje e inspección del motor en taller*

Una vez completada la inspección del motor en el lugar del suceso, se decidió desmontarlo de la aeronave y enviarlo a las instalaciones de P&W Eagle Services Asia (ESA) en Singapur, para proceder a su desmontaje e inspección.

El alojamiento del cojinete n° 4 estaba intacto, bien engrasado y exhibía una coloración oscura que, de acuerdo a la experiencia de ESA, es consistente con una operación normal. El aceite estaba limpio. Las tuberías de presión y retorno estaban intactas. No había derrames.

La turbina de baja presión y el cárter de escape fueron desmontados del motor como un conjunto, quedando a la vista la 2ª etapa de la turbina alta presión (HPT).

La totalidad de los álabes de esta etapa se encontraban en su posición, con toda su longitud. No se apreciaron daños en los bordes de salida. La turbina de alta (HPT) giraba libremente a mano.

La totalidad de los álabes mostraba decoloración en el lado de succión, que afectaba al 10% exterior del álabe. Dicha decoloración, de acuerdo con ESA, era más oscura de lo habitual. La totalidad de los segmentos de sellos de aire (BOAS) de los álabes de la segunda etapa de la HPT se encontraban en su posición. Mostraban pequeñas pérdidas de material en su superficie, que son normales.

El espacio libre entre el extremo de los álabes y los sellos exteriores de aire (BOAS) parecían mayores de lo normal.

Se visualizaron los álabes guía de la segunda etapa de la HPT a través de los álabes de este rotor, observando que la totalidad de ellos se encontraba en su sitio e intactos.

Se desmontó el módulo de la turbina de alta presión. A través de los álabes guía de la 1ª etapa se inspeccionaron la cámara de combustión y los inyectores, sin encontrarse nada anormal. Todos los álabes de la primera etapa de la turbina de alta presión, tanto del rotor como del estátor, se encontraban en su posición, intactos y en buenas condiciones. Se observó que alguno de los álabes guía y de los álabes habían perdido partes del recubrimiento de protección térmica (TBC)⁵.

Todos los álabes de la segunda etapa de la turbina de alta presión estaban en su sitio, y exhibían pérdida del recubrimiento de protección térmica, en condiciones similares a los de la primera etapa. Solamente dos álabes guía de la 2ª etapa tenían evidencias de daños térmicos.

⁵ Thermal Barrier Coating.

De acuerdo con los datos de mantenimiento, el conjunto de álabes de la primera etapa de la HPT estaba conformado por 2 álabes nuevos y 58 álabes inspeccionados y reparados ("overhauled"). La segunda etapa tenía 22 álabes nuevos y 60 inspeccionados y reparados. Ninguno de los álabes de la segunda etapa había sido revisado más de una vez. Los álabes del rotor de la HPT habían sido montados siguiendo las instrucciones de la revisión 92 del manual de mantenimiento del motor.

Se separó el cárter de salida de gases (TEC) del módulo de la turbina de baja presión. La parte delantera del cárter de escape mostraba evidencias de daños por impacto.

El módulo de la turbina de baja presión fue desmontado. Los hallazgos más significativos fueron los siguientes:

El eje del conjunto de baja presión tenía varias marcas circunferenciales de rozamiento.

3ª etapa de la turbina de baja presión (LPT)

Todos los álabes de la tercera etapa de la LPT se encontraban en su sitio, tenían toda su longitud y estaban correctamente fijados al disco. Aproximadamente $\frac{3}{4}$ partes de los álabes mostraban marcas de impacto en el borde de salida, la mayor parte de las cuales se encontraban próximas a la plataforma interior del álabes.

Las BOAS n° 2 y 3 habían desaparecido, y la n° 4 se encontraba solapando parcialmente a la n° 5. El resto de BOAS se encontraba en su sitio, aunque estaban ligeramente sueltos y podían moverse fácilmente a mano.

Todos los álabes guía estaban en su sitio e intactos.

4ª etapa de la turbina de baja presión (LPT)

La totalidad de los álabes del rotor de esta etapa se había fracturado a diferentes alturas, pero todas próximas a la raíz. Todas las raíces se encontraban montadas en sus alojamientos en el disco. Las superficies de fractura de los álabes eran oscuras y decoloradas, y tenían una apariencia áspera, a excepción de las de los álabes n° 34, 59 y 60, que tenían una zona próxima al borde de ataque con aspecto plano y brillante.

De los 22 BOAS que tiene esta etapa, solamente se encontraron ocho. Estos mostraban fuertes daños.



Figura 3. Fotografía del grupo de álabes n° 22 del estátor de la 4ª etapa de la LPT

El estátor está compuesto por 44 grupos de álabes ("cluster"), conteniendo cada uno de ellos 3 álabes. Los grupos numerados del 2 al 8 habían desaparecido totalmente, incluso el aislamiento por debajo de ellos. El resto de grupos permanecía en su posición, aunque mostraban evidencias de daño por impacto, con pérdida de material. Todos estaban completos, a excepción del n° 22 que había perdido uno de los tres álabes que conforman el grupo (ver figura 3). La mayor parte de las superficies de fractura eran planas y de apariencia oscura. Los grupos de álabes n° 15, 27 y del 30 al 33, exhibían indicios consistentes con corrosión interna. De éstos, solamente los grupos 30 y 31 habían sufrido pérdida de material.

5ª etapa de la turbina de baja presión (LPT)

Todos los álabes del disco del rotor estaban fracturados a la altura de la raíz o en puntos muy próximos a ella. Todas las raíces se encontraban montadas en sus alojamientos en el disco. Las superficies de fractura de los álabes eran oscuras y decoloradas, y tenían una apariencia áspera.

De un total de 19 BOAS, los números del 16 al 3 habían desaparecido completamente. El resto de BOAS mostraban un fuerte desgaste, con golpes y pérdidas de material.

El estátor está compuesto por 38 grupos de álabes ("cluster"), conteniendo cada uno de ellos 3 álabes. Los grupos numerados del 28 al 7 habían desaparecido totalmente, incluso el aislamiento por debajo de ellos. Los grupos n° 24 y 25 habían desaparecido totalmente, aunque se mantenía el aislamiento en su sitio. Los numerados 8 y 14 habían perdido la plataforma interior, aunque la exterior permanecía unida al cárter. Los grupos numerados del 9 a 12, 15 a 17, 19 a 21 y 27 estaban completos, pero exhibían daño intenso debido a impacto, con pérdida de material. Los álabes del grupo n° 23 mantenían prácticamente toda su longitud, aunque la plataforma interior había desaparecido. Los grupos n° 13 y 18 habían perdido un álabe cada uno (el tercero según la dirección de giro).

6ª etapa de la turbina de baja presión (LPT)

Todos los álabes de la 6ª etapa se encontraban fracturados a la altura de la plataforma o en puntos muy próximos a ella, permaneciendo sus raíces en sus alojamientos en el disco.

Los 12 sellos exteriores de aire (BOAS) se encontraban completos y en sus posiciones.

El estátor de la 6ª etapa está compuesto por 36 grupos de álabes ("cluster"), conteniendo cada uno de ellos 3 álabes. A fin de identificarlos, se numeraron en el sentido de las agujas del reloj, comenzando desde la posición correspondiente a las 12 h. Los grupos nos 29 al 1, 4, 5, 6, 9 y 10 habían desaparecido totalmente, incluso al aislamiento por debajo de ellos. Los grupos n° 18 y 28 habían desaparecido totalmente, aunque se mantenía el aislamiento en su sitio. Los numerados 2, 3, 7, 8, 11 a 17, 19 a 24 y 27

habían perdido la plataforma interior y alguno de los álabes, aunque la pestaña exterior permanecía unida al cárter. Los grupos de nº 25 y 26 estaban completos, pero exhibían daño intenso debido a impacto, con pérdida de material.

Conclusiones

A la vista de los daños y evidencias encontrados, se decidió realizar un estudio metalúrgico (ver 1.16.3) de los siguientes componentes:

- Álabes guía de la 4ª etapa de la turbina de baja presión (LPT).
- Álabes del rotor de la 4ª etapa de la turbina de baja presión (LPT).
- Cárter de la turbina de baja presión (LPT).
- Álabe de la 2ª etapa de la turbina de alta presión (HPT).

1.7. Información meteorológica

Los Metar del aeropuerto de Tenerife Sur emitidos desde las 00:00 h hasta las 01:30 h del día del suceso son los siguientes:

0000Z 35004KT 9999 FEW035 17/10 Q1014 NOSIG

0030Z 05003KT 020V080 9999 FEW035 18/13 Q1014 NOSIG

0100Z 31004KT 280V340 9999 FEW035 17/13 Q1015 NOSIG

0130Z VRB02KT 9999 FEW033 17/12 Q1015 NOSIG

1.8. Ayudas para la navegación

No es de aplicación.

1.9. Comunicaciones

La primera comunicación entre la tripulación y control de rodadura del aeropuerto de Tenerife Sur tuvo lugar a las 23:40:48 h, y en ella la tripulación solicitó despegar por la pista 26, que era la que se encontraba en servicio en ese momento.

En ese momento la torre de control trabajaba con una única posición, que atendía tanto la frecuencia de rodadura como la de torre (local).

Seis minutos después de la primera comunicación, el controlador llamó a la aeronave para informar a la tripulación de que el viento estaba variable en ambas cabeceras, y que era posible que cambiasen la pista.

A las 23:49:18 h la tripulación solicitó información sobre tráfico en final y sobre el viento, tras lo que indicaron que mantenían el despegue por la pista 26. Tras ello, el controlador facilitó a la tripulación la autorización de despegue: destino SBKP; salida estándar inicial LPC4E; FL200; al alcanzar FL70 proceder directo a LIMAL; responder 6220. La tripulación colacionó correctamente la autorización.

La pista en servicio fue cambiada a la 08 a las 23:51:08 h.

La tripulación volvió a llamar a ATC a las 00:05:38 h, para solicitar nuevamente información sobre viento. El controlador les informó que la pista en uso había cambiado a la 08.

La tripulación solicitó autorización para puesta en marcha y retroceso a las 00:09:42 h, que fue concedida.

Alrededor de 10 min después la tripulación solicitó autorización para rodar al punto de espera de la pista 08.

A las 00:25:14 h el controlador autorizó el despegue de la aeronave por la pista 08 y el ascenso ininterrumpido hasta FL200, e instruyó a la tripulación a que en el aire contactasen con aproximación en 127.700 MHz.

A las 00:29:32 h la tripulación de la aeronave declara emergencia indicando que tienen fallo de motor severo y que continúan en rumbo de pista.

Alrededor de 2 minutos después el controlador preguntó a la tripulación acerca de sus intenciones, respondiendo éstos que permanecerían a la espera y que tenían intención de lanzar combustible.

Inmediatamente después la tripulación comunicó que procedían a ascender a 6000 ft para lanzar combustible, lo que les llevaría alrededor de 25 minutos, y que después procederían al aeropuerto. Añadieron que tenían daños severos en el motor nº 3.

El controlador les instruyó para que continuaran en rumbo 220° en ascenso a FL070, y que esperasen más vectores. Les transfirió con frecuencia de aproximación 127.7 Mhz.

La tripulación llama a ATC para informar que comienzan el lanzamiento de combustible a las 00:35:26 h.

Dos minutos después la tripulación llama a ATC para dar información sobre las personas y la carga a bordo, que incluía 3 animales vivos (caballos) y 3 recipientes de líquido inflamable, así como sobre el combustible remanente.

Tras ello el supervisor coordinó con el aeropuerto para detener las entradas y salidas al aeropuerto, hasta que aterrizara la aeronave del incidente.

El controlador fue facilitando vectores a la tripulación durante todo el tiempo que duró el lanzamiento de combustible.

A las 01:01:38 la tripulación notificó a ATC que habían finalizado el lanzamiento de combustible. El controlador les facilitó un nuevo vector radar y les autorizó descenso a 4000 ft.

Tres minutos después la tripulación notificó que estaban listos para aproximación.

A las 01:04:19 la tripulación llama a ATC para informar de que abandonarán la pista por el final y solicitan que durante la carrera de despegue les escolten y vigilen por si hubiera algún derrame de combustible.

El controlador facilita el vector final y autoriza la aproximación ILS directa a la pista 08, notificando la tripulación que tienen el campo a la vista.

Aproximación transfirió el control de la aeronave a TWR a las 01:07:22 h.

TWR autorizó el aterrizaje de la aeronave a las 01:07:48 h, indicando que el viento era calma.

A las 01:11:12 el SEI informa al controlador de TWR que han seguido a la aeronave durante el aterrizaje y que no han detectado nada anormal.

Poco después la tripulación confirma que pueden rodar con normalidad y el controlador les instruye a rodar al parking 18.

Finalmente a las 01:15:39 la tripulación llamó al controlador para cancelar la emergencia.

1.10. Información de aeródromo

El aeropuerto de Tenerife Sur/Reina Sofía dispone de una pista de vuelo, 08-26, de 3.200 m de longitud y 45 m de anchura.

La aeronave del suceso despegó por la pista 08.

La salida estándar que se le había asignado era la LPC4E (ver figura 4). De acuerdo a lo indicado en dicha figura, tras el despegue la aeronave continuaría ascendiendo en el radial 076 del VOR/DME "TFS". Al alcanzar 10.0 DME de esta radioayuda, tendría que virar a su derecha para tomar rumbo 158° hasta interceptar el radial 120 del VOR/DME "TFS".

Según las instrucciones de despegue facilitadas por el controlador, cuando la aeronave alcanzase el nivel de vuelo 70, FL70, ya habría de proceder directamente al punto LIMAL. Este punto de notificación está situado al sur de la islas Canarias, en el punto de coordenadas 25° 00' 00" N 17° 37' 32" W, y en él confluyen las aerovías UB623, UT770 y UN873.

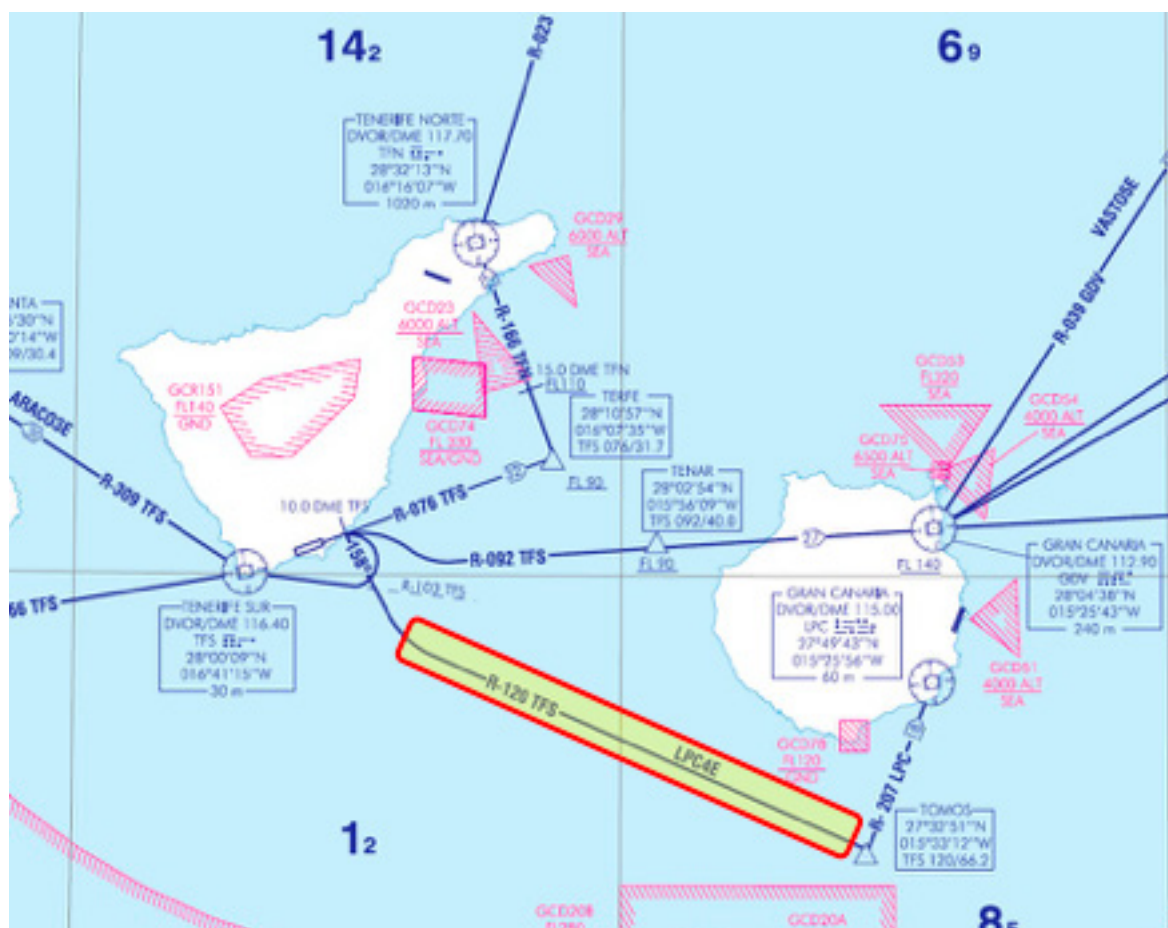


Figura 4. Fragmento de la carta de salida normalizada de vuelo por instrumentos (SID)-OACI de la pista 08 del aeropuerto de Tenerife Sur/Reina Sofía, en la que se ha resaltado la salida LPC4E

1.11. Registradores de vuelo

1.11.1. Registrador de datos de vuelo (FDR)

La aeronave estaba equipada con un registrador digital de datos de vuelo (DFDR) marca Fairchild, modelo F1000, de estado sólido, con P/N: S800-2000-00 y S/N: 00277, que fue descargado en el laboratorio de la CIAIAC.

1.11.2. Registrador de voces en cabina (CVR)

La aeronave estaba equipada con un registrador de voces en cabina (CVR) marca Fairchild, modelo A100A, con P/N: 93A100-80 y S/N: 55745, que fue descargado en el laboratorio de la CIAIAC.

Este registrador tenía capacidad para grabar 30 minutos.

Se comprobó que el registrador contenía información del vuelo del suceso, aunque debido a su capacidad de grabación, de 30 minutos, las conversaciones registradas eran posteriores al momento en que se produjo el fallo del motor.

La sincronización de los registradores se realizó a partir de la desconexión del piloto automático, cuyo aviso acústico quedó registrado en el CVR a los 12:14 minutos de grabación. El parámetro que registra en el DFDR el estado ON/OFF del piloto automático grabó su desconexión a las 01:07:02 UTC.

A partir de los datos anteriores puede establecerse la hora de comienzo de las grabaciones en el CVR, que resulta ser las 00:54:48 UTC.

En ese momento la tripulación estaba realizando el proceso el lanzamiento de combustible, que finalizó menos de 5 minutos después.

La información contenida en este grabador abarcaba desde la fase final del proceso de lanzamiento de combustible hasta que la aeronave quedó aparcada en el aeropuerto de Tenerife Sur, tras su aterrizaje.

1.11.3. Registrador de acceso rápido (QAR)

Debido a que alguno de los parámetros que se almacenan en el registrador de datos de vuelo FDR son grabados con una frecuencia muy baja, se ha juzgado conveniente utilizar la información grabada en el registrador de acceso rápido (QAR), ya que la frecuencia con la que se graban los parámetros en este equipo es mucho mayor que en el FDR, lo que permite realizar un mejor estudio.

La secuencia de arranque de motores se inició a las 00:15 h con la puesta en marcha del motor nº 3.

Todos los parámetros de motor: flujo de combustible, EPR, N1, N2, EGT, presión y temperatura de aceite, etc., mostraron valores normales durante toda la secuencia de arranque.

A las 00:17 h se inició el arranque del motor n° 1, y 1 minuto después se inició el del motor n° 2.

A las 00:20 h los parámetros de los tres motores estaban estabilizados. La siguiente tabla muestra los valores de varios parámetros en ese momento:

Parámetro	Motor n° 1	Motor n° 2	Motor n° 3
EGT (°C)	352	356	357
N1 (%)	26,3	27,6	28,4
N2 (%)	66,6	67,1	68,3
FF (kg/h)	740	766	816
EPR	1,01	1,01	1,01
Presión aceite (psi)	124	116	96
Temperatura aceite (°C)	94	90	98

A las 00:20:56 h la tripulación quitó el freno de aparcamiento, comenzando la aeronave a desplazarse 12 s después.

A las 00:27:31 h la tripulación aplicó potencia de despegue. La aeronave comenzó a acelerar. Todos los parámetros de motor son normales durante la carrera de despegue.

El despegue tuvo lugar a las 00:28:12 h. Los valores de los parámetros de motor en ese momento eran los siguientes:

Parámetro	Motor n° 1	Motor n° 2	Motor n° 3
EGT (°C)	568	589	587
N1 (%)	101,6	101,9	100,1
N2 (%)	97,9	97,6	98,0
FF (kg/h)	10876	10868	10694
EPR	1,60	1,60	1,60
Presión aceite (psi)	288	276	252
Temperatura aceite (°C)	98	102	103

A las 00:29:08 h la aeronave se encontraba a 1500 ft de radioaltímetro, con 237 kt de velocidad indicada (IAS), ascendiendo a un régimen de 1149 ft/min, en modo NAV, con el piloto automático desconectado y los gases automáticos conectados. Los parámetros de los motores seguían estando dentro de la normalidad.

A las 00:29:10 h se produjo un súbito descenso del valor de N1 del motor n° 3, que bajó a 87,4. En la siguiente tabla se muestran los valores de algunos parámetros en ese

instante, y en los 2 s posteriores. En ese momento la aeronave se encontraba en el punto de coordenadas 28° 03' 50,4" N, 16° 30' 43,8" W, que está situado en la prolongación del eje de la pista 08, a unos 4750 m de su extremo (ver figura 5).

	N1 (%)	N2 (%)	EPR	EGT (°C)	FF (Kg/h)	OIL PRES (psi)	OIL TEMP* (°C)
00:29:10	87,4	102,8	0,77	646	8622	240	-
00:29:11	49,6	104,8	0,77	689	6724	252	108
00:29:13	48,7	105,1	0,77	709	6514	256	-

* Este parámetro se graba cada 4 segundos.

En ese momento la aeronave volaba con el piloto automático desconectado, gases automáticos conectados, a una altitud barométrica sin corregir de 1559 ft, flap 0°, slats extendidos, tren de aterrizaje plegado, velocidad respecto del suelo de 244 kt, rumbo de 82,5°, ángulo de cabeceo de 11,3° (morro arriba) y velocidad vertical de 1147 ft/min.

A las 00:29:13 apareció una señal de alerta en cabina ("master caution").



Figura 5. Imagen aérea de la zona donde se encuentra el aeropuerto de Tenerife Sur/Reina Sofía, en la que se ha marcado la trayectoria seguida por la aeronave y el lugar en el que se encontraba cuando se produjo el fallo de motor

La palanca de gases del motor nº 3 fue llevada hacia detrás 7 s después, hasta la posición de ralentí. La tripulación redujo el ángulo de cabeceo de la aeronave. La velocidad vertical también disminuyó y la aeronave aceleró para alcanzar la velocidad seleccionada, que era de 260 kt. Una vez adquirida esa velocidad, se incrementó la velocidad vertical de ascenso hasta 1200 ft/min.

A las 00:30:09 h se activó el aviso de fuego en el motor nº 3.

Los slats fueron retraídos a las 00:30:16 s. La altitud era de 2964 ft, el ángulo de cabeceo de 7°, la velocidad vertical de 794 ft/min y el rumbo de 58,5°. A 3000 ft los motores 1 y 2 fueron ajustados a potencia máxima continua (MCT)

A las 00:30:53 h, se desconectó el interruptor del control de combustible ("fuel switch") del motor nº 3. La altitud era de 3700 ft.

A las 00:30:58 h cesó el aviso de fuego en el motor nº 3.

A las 00:31:02 h fue actuada la palanca de fuego del motor nº3. La altitud de la aeronave era de 3881 ft.

A las 00:34:50 se alcanzó el nivel de vuelo 070 y se seleccionó la activación del piloto automático. En ese momento se inició un viraje a rumbo 270°.

A las 00:35:31, establecidos a FL070 con rumbo 240° y 280 kt de velocidad se inició el lanzamiento de combustible. El peso de la aeronave era de 277300 kg con una carga de combustible de 80451.

A las 00:59:55, con rumbo de 340° y 245 kt de velocidad finalizan el lanzamiento de combustible una vez reducido el peso de la aeronave a 222900 kg (por debajo del peso máximo al aterrizaje de 222942 kg) con una carga de combustible remanente de 25850 kg.

A las 01:01:02 la aeronave comienza el descenso a 3000 ft con un régimen de 1000 ft/min, manteniendo una velocidad de 240 kt.

A las 01:05:17 alcanzaron 3000 ft e iniciaron un viraje a rumbo 120°. Durante el viraje se seleccionaron los flaps a una aposición de 15° y la velocidad se redujo a 190 kt.

A las 01:07:08 la aeronave intercepta el localizador del ILS a la pista 08. Posteriormente se desconecta el piloto automático. Una vez interceptada la senda se seleccionaron los flaps a 28° y se mantuvo una velocidad de 180 kt.

A las 01:08:36, a 1700 ft, la tripulación seleccionó la extensión del tren de aterrizaje.

A las 01:08:56, a 1300 ft, se seleccionó la configuración final de flaps de 35° para el aterrizaje.

El aterrizaje se produjo sin complicaciones en la pista 08 a las 01:10:10.

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

No es de aplicación.

1.13. Información médica y patológica

No es de aplicación.

1.14. Incendio

No hubo incendio.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

No es de aplicación.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Declaraciones de la tripulación

Para llevar a cabo las entrevistas a los miembros de la tripulación se contó con la colaboración de la autoridad de investigación de los Países Bajos (Dutch Safety Board), que es el país del operador y de matrícula de la aeronave del suceso.

Las entrevistas fueron realizadas en La Haya por el representante acreditado del Dutch Safety Board.

Para la realización del servicio de vuelo fueron nominados dos comandantes, aunque la compañía designó formalmente cuál de ellos actuaría como responsable de vuelo sentándose en la posición izquierda, actuando el otro como copiloto.

Habían llegado a Tenerife dos días antes del suceso, conformando la tripulación de otra aeronave en un vuelo entre Amsterdam y Tenerife. La aeronave del suceso llegó a Tenerife con otra tripulación, a la que ellos relevaron para realizar el resto del vuelo, Tenerife – Viracopos (Brasil).

En la cabina del vuelo del incidente se encontraba una tercera persona cuya función era la de encargarse del cuidado de tres caballos que transportaban en la bodega de carga.

La tripulación declaró que la pista en servicio en Tenerife Sur era la 26. Mientras realizaban la preparación del vuelo escucharon a la tripulación de una aeronave reportar que habían tenido viento en cola significativo durante el aterrizaje por la pista 26. Preguntaron al controlador acerca del viento, el cual les informó que estaba cambiando de este a noreste, lo que favorecía el uso de la pista 08, por lo que decidieron solicitarla. Realizaron los cálculos de las actuaciones contando con un viento de cara de 5 kt y 280300 kg de masa al despegue. Comentaron sobre la posibilidad de encontrar cizalladura durante el despegue y la posibilidad de seleccionar 62 klb de empuje, en lugar de 60 klb, que es el estándar, ya que les daría cierto margen extra.

Como no se había reportado cizalladura, finalmente decidieron utilizar el empuje de 60 klb.

El cuaderno de la aeronave no contenía ninguna anotación que tuviera incidencia sobre aspectos operacionales.

El piloto sentado a la izquierda realizaba las funciones de piloto de monitorización (PM), mientras que el nominado como copiloto haría de piloto a los mandos (PF).

En el “briefing”⁶ de despegue comentaron, según los estándares de compañía, el procedimiento anormal de fallo de motor y el perfil de vuelo a seguir en ese caso.

El despegue se realizó por la pista 08. Cuando estaban a unos 1500 ft, escucharon un ruido fuerte, similar a un estallido, y notaron como la aeronave guiñaba a la derecha. El comandante estaba, en ese momento, cambiando el rango de su pantalla de navegación y advirtió un brillo blanco como una nube delgada en la zona delantera derecha de la aeronave. Inicialmente pensó que podrían haber penetrado en un cumulonimbo, aunque resultaba sorprendente, ya que era una noche limpia.

Enseguida sintieron vibraciones y comprobaron los instrumentos de motor, observando que el indicador de N2 del motor derecho marcaba 106% de N2 y que la EGT de este motor estaba en torno a 870-880°C.

Tras comentarlo concluyeron que el motor derecho había sufrido daño severo.

Como habían comenzado a acelerar a 1000 ft AGL para mejorar las características ascensionales, en el momento en que se produjo el fallo de motor los flaps estaban ya retraídos, pero no así los slats.

Llamaron a la dependencia de control y emitieron una llamada de emergencia (Mayday).

⁶ Puesta en común en el que los pilotos comentan el planeamiento del vuelo y las posibles adversidades.

De acuerdo a los procedimientos del operador, el comandante pasó a ser el piloto a los mandos (PF). Realizaron los puntos de memoria de la lista de chequeo correspondiente, que consistían en retrasar la palanca del motor derecho (nº 3) hasta la posición de ralentí. Tras ello consideraron la lectura de la lista de daño severo de motor.

Entre tanto informaron a ATC del problema que tenían y de que mantendrían rumbo de pista según el procedimiento establecido para fallo de motor en TFS.

En ese mismo momento se activó la alarma de fuego del motor derecho.

Realizaron la lista de fuego en motor, que es la misma que la de daño severo. La alarma cesó después de descargar la primera botella de agente extintor. Por procedimiento descargaron también la segunda botella.

Aunque en principio habían pensado en retornar inmediatamente al campo decidieron desechar esa opción a la vista de que la alarma de fuego había cesado, que la controlabilidad de la aeronave era buena y que no habían observado ningún otro fallo.

Concluyeron que la situación les permitía lanzar combustible, con objeto de aterrizar con un peso inferior al máximo de aterrizaje, que es de 222900 kg, lo que requería el lanzamiento de 55 toneladas de combustible⁷ (aproximadamente 25 minutos).

Solicitaron autorización a ATC para lanzar combustible a FL070, que fue concedida. ATC les ofreció un circuito de espera para efectuarlo, pero ellos indicaron que preferían volar por vectores radar evitando así el sobrevuelo a través de la posible estela dejada de combustible en suspensión.

Informaron asimismo a ATC sobre la carga que llevaban, entre la que se incluían tres caballos vivos.

En el briefing de aproximación repasaron las limitaciones por longitud de pista al aterrizaje y la velocidad máxima por neumáticos, ya que al alto peso al aterrizaje se añadía la disminución de la capacidad de frenado por no disponibilidad de la reversa del motor 3.

Tras completar el lanzamiento de combustible, realizaron la aproximación a la pista 08 del aeropuerto de Tenerife Sur/Reina Sofía, donde aterrizaron sin novedad utilizando frenada automática de mínima intensidad.

Pidieron a la torre de control que el servicio de extinción de incendios los siguiera durante el rodaje, con objeto de que observasen si había algún derrame de combustible o líquido hidráulico en la zona del motor nº 3.

⁷ Según el FCOM el régimen de vaciado de combustible es de 2268 kg/min.

Al llegar al parking cancelaron la declaración de emergencia y pidieron a los medios del servicio de extinción de incendios que mantuviesen la posición y estuviesen alerta al tren de aterrizaje, ya que la temperatura de los frenos seguía subiendo.

Poco después los bomberos informaron que habían medido la temperatura de los frenos que dio un valor de más de 200°C. La temperatura de frenos que mostraba el indicador en la cabina era de 480°C⁸. Una vez que se estabilizó la temperatura de frenos y dado que no se había observado ningún derrame, llamaron a la torre para indicar que la brigada del SEI podía retirarse.

Añadieron que, tras realizar posteriormente una revisión del evento, consideraban que habían manejado la situación de forma adecuada. Asimismo indicaron que la cooperación que les proporcionó el SEI y ATC había sido adecuada.

1.16.2. Área de flujo de la 2ª etapa (rotor) de la turbina de alta presión (HPT)

De una forma sencilla, se puede definir el área de flujo como la suma de las áreas de todos los huecos existentes entre los álabes, a través de los que fluye el aire.

La superficie de cada uno de estos huecos sería el resultado de multiplicar la altura por la anchura mínima del hueco entre dos álabes adyacentes. Habitualmente, la distancia mínima se da entre el borde de salida del álabe y el lado de succión del álabe adyacente.

Asimismo, como quiera que normalmente esta distancia no es constante y varía desde la raíz del álabe hasta su extremo, conviene realizar varias mediciones a diferentes localizaciones, con el fin de obtener una medición más precisa. Por tal motivo, se realizaron cinco mediciones de cada hueco entre álabes.

El valor del área de flujo obtenido era aproximadamente un 10% superior al nominal.

En la figura 6 se puede apreciar la representación de los valores medidos de cada una de las áreas de flujo, la figura conformada por las mismas, así como la media del disco.

1.16.3. Estudio metalográfico

Los elementos que se seleccionaron tras el desmontaje del motor en las instalaciones de Eagle Services Asia (ESA) fueron enviados al laboratorio de materiales y procesos de ingeniería de Pratt & Whitney en East Hartford, Connecticut, (Estados Unidos), donde fueron examinados metalográficamente, obteniéndose las siguientes conclusiones:

⁸ La alerta de sobrecalentamiento de frenos se activa con 550° o superior.

Álabes guía de la 4ª etapa de la turbina de baja presión (LPT)

Se enviaron al laboratorio los 37 grupos de álabes guía que se recuperaron del total de 44 de que consta esta etapa.

La inspección visual reveló que el grupo n° 22 se había fracturado y se había liberado el álabe inferior. Cada grupo está formado por tres álabes, denominados inferior, medio y superior.

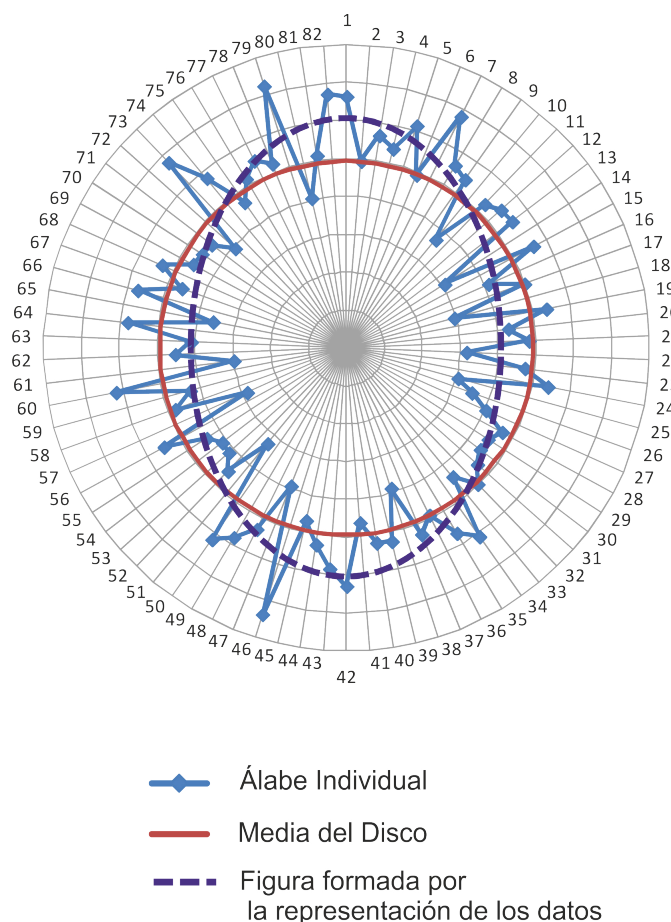


Figura 6. Representación de los valores de las dimensiones de las áreas de flujo - 2ª etapa HPT

En el resto de grupos no se detectó ningún álabe fracturado, aunque si se detectaron numerosas grietas y otros daños, tales como:

- Daños de impacto en las caras posteriores.
- Desgastes, rozamientos, etc.
- Grietas de fatiga con oxidación en la parte del borde de ataque del álabe próxima a la pestaña exterior.
- Grietas de fatiga con oxidación en la pestaña interior.
- Grietas de fatiga con oxidación en la pestaña exterior del álabe medio.

- Grietas en los radios de acuerdo de los refuerzos que aparentemente estaban confinadas por el recubrimiento.
- Grietas en los álabes superior e inferior que aparentemente eran consistentes con corrosión interna.

Álabes de la 4ª etapa de la turbina de baja presión (LPT)

Se dispuso de la totalidad de los 130 álabes de que consta esta etapa. Todos ellos estaban fracturados a diferentes alturas respecto de la plataforma.

El examen con lupa binocular reveló evidencia de fatiga en 8 de las superficies de fractura. El álabe nº 60 era el que exhibía una mayor afección por fatiga, que se extendía aproximadamente 0,25 in desde su origen próximo al borde de ataque.

El examen del resto de álabes reveló que todas las áreas de fatiga se habían originado en las proximidades del borde de ataque y habían progresado hacia detrás.

Cárter de la turbina de baja presión (LPT)

Tenía una gran perforación en el plano de la 5ª etapa, en la localización correspondiente a los grupos de álabes guía desprendidos de la 4ª etapa, nº 2 a 8. Se apreciaron otras perforaciones de menor tamaño, abolladuras, daños de impacto, etc. en los planos de la 4ª y 5ª etapas.

Se examinaron microscópicamente dos secciones, una adyacente a la mayor perforación, y la otra a unos 180° de ésta, encontrando una microestructura típica de un adecuado procesamiento. Se midió el espesor del cárter en puntos próximos a las secciones, encontrando que cumplía los requerimientos.

Asimismo, se realizaron mediciones de dureza en estas mismas zonas, concluyéndose que en la próxima a la perforación mayor, el valor de dureza obtenido era inferior al requerido, en tanto que en la otra sección sí cumplía las especificaciones.

Álabe de la 2ª etapa de la turbina de alta presión (HPT)

Se realizó un análisis de temperatura del metal en un punto situado hacia el 50% de la longitud del álabe, cuyo resultado fue que la máxima temperatura a la que había estado expuesto este elemento fue de 2100°F, que equivale a unos 1149°C.

1.17. Información sobre organización y gestión

La parte B del manual de operaciones del operador de la aeronave específica que las referencias para los procedimientos de emergencia son:

- a) El manual de referencia rápida del MD-11 (QRH).

- b) Para más detalles (si el tiempo lo permite) el manual de operaciones de vuelo de la tripulación (FCOM), volumen II, procedimientos de operación, capítulo EP – procedimientos de emergencia.

La figura siguiente contiene el procedimiento de fuego/daño severo en motor que está incluida en el QRH de la aeronave.

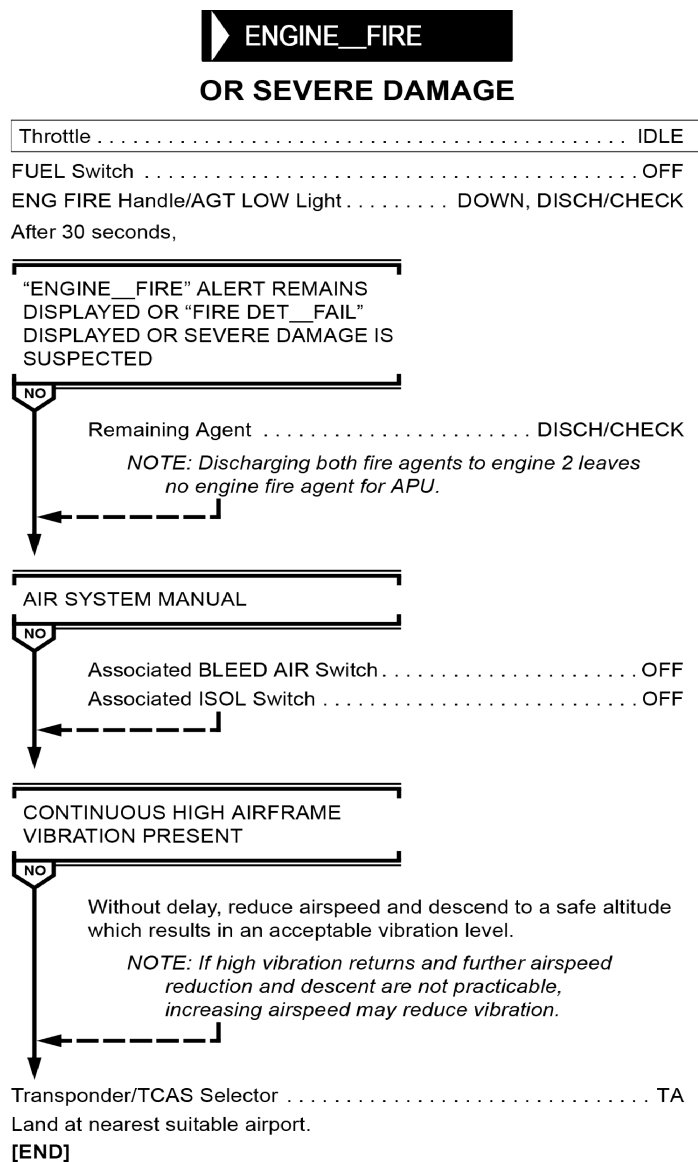


Figura 7. Procedimiento de fuego/daño severo en motor
Boeing Proprietary information copyright © Boeing
Re-impreso con autorización de Boeing Company

El FCOM indica que cuando un miembro de la tripulación identifica una situación de emergencia, dicha condición debe ser expresada y el sistema de avisos debe reiniciado, si procede.

En cuanto al lanzamiento de combustible en vuelo y los aterrizajes con exceso de peso, la parte A del manual de operaciones del operador contiene las siguientes instrucciones:

a) General.

Durante las operaciones normales no deben realizarse aterrizajes con una masa superior a la máxima de aterrizaje certificada. En caso de requerirse, la masa de la aeronave deberá reducirse antes de iniciar la aproximación con objeto de evitar aterrizar con una masa superior a la máxima.

b) Aterrizaje con exceso de peso.

Durante operaciones en condiciones anormales o de emergencia puede excederse la masa máxima al aterrizaje, a criterio del comandante, aplicando lo siguiente:

- 1.- No debe aterrizar en automático.
- 2.- Debe tenerse en cuenta que la distancia de aterrizaje se verá incrementada proporcionalmente al cuadrado de la velocidad de aproximación final.
- 3.- Debe utilizarse la tabla de distancia de aterrizaje apropiada, si está disponible, y la extrapolación de la distancia de aterrizaje estimada debe aplicarse con extrema precaución.
- 4.- Deben observarse los límites de velocidad, cuando sea posible.
- 5.- Tras el aterrizaje, debe efectuarse una inspección de "aterrizaje con sobrepeso" por un TMA autorizado, de acuerdo con el manual de mantenimiento.

c) Lanzamiento de combustible

Solamente debe contemplarse en caso de operaciones anormales o de emergencia. Salvo que el lanzamiento de combustible sea requerido por la inmediatez de la emergencia o a causa de las actuaciones de la aeronave, las siguientes limitaciones serán aplicables:

- 1.- Informar y coordinar con ATC antes de iniciar el lanzamiento de combustible.
- 2.- No lanzar combustible en áreas con electricidad estática.
- 3.- No lanzar combustible a menos de 6000 ft sobre el terreno (como recomienda OACI).
- 4.- No lanzar combustible con turbulencia severa o moderada.
- 5.- No utilizar transmisores de HF durante el lanzamiento.
- 6.- No lanzar combustible en un circuito de espera con otras aeronaves volando por debajo.

Las pautas de actuación de ATC cuando una aeronave solicite hacer vaciado rápido de combustible vienen reflejadas en el punto 4.2.20 del RCA. En este artículo se establecen las comunicaciones y autorizaciones requeridas, la información a facilitar a la aeronave

que realiza el vaciado, las distancias a mantener con el terreno y otras aeronaves y las separaciones necesarias con otros tráficos en sus proximidades.

1.18. Información adicional

1.18.1. Antecedentes de roturas/desprendimientos de álabes guía de la 4ª etapa LPT

De acuerdo con la información facilitada por el fabricante del motor, hasta el año 2008 inclusive se habían registrado 8 casos, cuya causa raíz se atribuyó a que los álabes guía tenían características que reducían sus márgenes de durabilidad. Entre éstas figuraban las siguientes:

- Radios de acuerdo no uniformes o no conformes.
- Aplicación de recubrimiento sin inspección dimensional.
- Mezclas no autorizadas en radios de acuerdo.

En el año 2009 se registraron dos sucesos en motores, cuyos estátores de la 4ª etapa de la LPT cumplían los requerimientos. La causa raíz de estos dos sucesos se atribuyó a al patrón de instalación de los álabes de la 2ª etapa de la HPT.

A fin de confirmar la presencia de la excitación 2E, el fabricante del motor llevó a cabo una inspección de motores montados en las aeronaves, mediante la que se seleccionaron una serie de motores que potencialmente podían estar afectados por este fenómeno.

Los motores seleccionados se desmontaron de las aeronaves y se enviaron a taller, donde se procedió a la medición de la 2ª etapa de la HPT, confirmándose que tenían un patrón de dimensiones susceptible de producir excitación 2E.

Los motores fueron sometidos a diversas pruebas. Los datos recopilados indicaban una importante respuesta a la excitación 2E, del orden de 10 veces la observada en otros motores.

Se re-ensamblaron los discos de la 2ª etapa de la HPT con un nuevo método y se procedió a realizar las pruebas nuevamente, observando que se había producido una reducción significativa de la excitación 2E.

1.18.2. Medidas adoptadas por el fabricante del motor con anterioridad al suceso

El fabricante del motor ha ido adoptando medidas para solventar los problemas detectados. Las acciones se han agrupado en tres grupos, atendiendo al elemento desprendido: grupo de álabes guía (sólidos); grupo de álabes guía (huecos) y álabe guía (desprendido de un grupo).

Como consecuencia de ello, se han emitido una serie de boletines de servicio y Directivas de aeronavegabilidad, entre las que se encuentran las relacionadas en el punto 1.6.2.2.

1.18.3. Boletines de servicio y otra información emitidos con posteridad al suceso

1.18.3.1 Boletín de servicio Pratt & Whitney 72-826

Fecha de emisión: 31/03/2014.

Problema: se habían encontrado varios grupos ("clusters") de álabes guía con grietas o afectados por corrosión interna que podía propagarse hacia la superficie exterior, que no eran reparables.

Causa: tras un análisis estructural se comprobó que algunos grupos de álabes guía tenían áreas con altas tensiones, en tanto que otros podrían tener un recubrimiento interno no uniforme, que podría dar como resultado una menor protección frente a la corrosión.

Solución: presenta un nuevo grupo de álabes guía con geometría mejorada para minorar las tensiones y mejorar la resistencia al agrietamiento. Asimismo, se ha mejorado la uniformidad del recubrimiento interno para incrementar la protección frente a la corrosión.

1.18.3.2 Boletín de servicio Pratt & Whitney 72-827

Fecha de emisión: 31/03/2014.

Este boletín de servicio plantea una solución alternativa a la propuesta en el boletín anterior. Presenta un nuevo grupo de álabes guía, que además de tener los cambios y mejoras de los presentados en boletín 72-826, están fabricados con un material más duradero.

1.18.3.3 Boletín especial de información de aeronavegabilidad. SAIB: NE-16-01

Emitido por la FAA el 5 de octubre de 2015.

Alerta a operadores, propietarios y organizaciones autorizadas de mantenimiento de aeronaves equipadas con motores Pratt & Whitney Division (P&W) PW4000, que monten grupos de álabes guía de la 4ª etapa de la turbina de baja presión (LPT) con P/N 51A357, sobre la potencial degradación estructural debida a corrosión por altas temperaturas (sulfidización⁹) en los canales interiores de los álabes.

Según se indica en el boletín, se habían recibido varios informes de desprendimientos de álabes a consecuencia de los que se habían producido dos roturas no contenidas

⁹ Durante la combustión, azufre contenido en el combustible y cloruro de sodio presente en el aire, reaccionan produciendo sulfato sódico, que se deposita en algunas zonas de la sección caliente del motor, tales como álabes o álabes guía, produciendo la aceleración de los procesos de oxidación.

en motores del modelo PW4000-94. Ambos eventos concluyeron con aterrizajes seguros. Las investigaciones realizadas revelaron la existencia de sulfidización en los conductos interiores de los álabes guía, que produjo la corrosión del material, y el consecuente debilitamiento de su estructura.

Con fecha 15/01/2015 se publicó la tarea N° 72-53-24-200-002, del manual de limpieza, inspección y reparación (CIR) de los motores de la serie PW4000, P/N 51A357, cuyo objeto es establecer inspecciones dimensionales de los álabes guía de la 4ª etapa de la LPT mediante el uso de magnetoscopio.

En el SAIB se indica que si bien las inspecciones boroscópicas son útiles para detectar sulfidización en la superficie externa de los álabes, no es capaz de detectarla en las superficies internas antes de que se produzca la rotura, ya que la degradación del material tiene lugar principalmente en los conductos interiores. En cambio, la inspección mediante magnetoscopio, que es un método no destructivo, permite realizar una medición de la cantidad de material que no ha sido afectado.

Por lo tanto, la FAA a través de esta SAIB recomienda que adicionalmente a la inspección boroscópica de la LPT, se realice una inspección magnetoscópica de los álabes guía de la 4ª etapa de la LPT, de acuerdo a las instrucciones de la tarea N° 72-53-24-200-002, del manual limpieza, inspección y reparación (CIR) de los motores de la serie PW4000, P/N 51A357, y se retiren los elementos degradados.

El 14 de enero de 2016 la FAA emitió una revisión de esta SAIB (NE-16-01R1), que corregía y clarificaba la introducción, los antecedentes y las recomendaciones.

En lo que respecta a la introducción, esta revisión modifica la identificación de los motores afectados, de manera que ahora son aquellos que monten grupos de álabes guía de la 4ª etapa de la turbina de baja presión (LPT), con álabes con configuración interna hueca ("hollow internal airfoil configuration"), en lugar de los que monten grupos con determinados P/N, que indicaba la primera versión de la SAIB.

Asimismo, modifica la información acerca del contenido de la tarea N° 72-53-24-200-002, del manual limpieza, inspección y reparación (CIR) de los motores de la serie PW4000, P/N 51A357, indicando que la inspección magnetoscópica tiene por objeto determinar la permeabilidad de la 4ª etapa de los álabes guía de la LPT, en lugar de sus dimensiones.

Finalmente, se modifica el párrafo correspondiente a la recomendación, a fin de adecuarla a las modificaciones introducidas.

1.18.4. Incidente aeronave PH-MCW en Puerto Rico

El 30 de agosto de 2013, otra aeronave MD-11 del mismo operador, que se disponía a realizar un vuelo desde el aeropuerto de Aguadilla (Puerto Rico) hasta el aeropuerto de Stansted (Reino Unido) sufrió una rotura no contenida de motor nº 1 durante la carrera de despegue, que obligó a la tripulación a abortar el despegue.

De acuerdo con la información facilitada por el fabricante del motor, Pratt & Whitney, la inspección de este motor puso en evidencia que la rotura se había iniciado en la 4ª etapa de la turbina de baja presión (LPT). La causa de la rotura se achacó a corrosión de los álabes guía de la 4ª etapa de la turbina de baja presión (LPT).

En abril de 2016 el NTSB actualizó la información relativa a este suceso, incluyendo como causa probable la siguiente:

El diseño insuficientemente robusto de la fijación de la pestaña, que no pudo contener los componentes del motor que se desprendieron durante un fallo mecánico de la LPT, que dio como resultado una rotura no contenida del motor/góndola.

Un factor contribuyente en el incidente fue la falta de inspección a nivel de módulo de la LPT y la ausencia de requisitos de inspección para detectar/monitorizar ataques de sulfidización avanzados en el LPT S4.

1.18.5. Seguimiento y evaluación de riesgos en motores efectuada por el operador

El operador de la aeronave, Martinair Cargo, lleva a cabo un seguimiento y evaluación de riesgos de los motores de su flota, entre los que se encuentran los del mismo tipo que el del suceso estudiado en este informe.

Los riesgos han sido categorizados en cuatro grupos, atendiendo a cuatro diferentes aspectos:

- Excitación 2E.
- Integridad estructural (en función del número de recubrimientos de los álabes guía de la 4ª etapa LPT). La AD-2012-14-09 establece que deben cambiarse aquellos álabes cuyo recubrimiento haya sido reparado más de una vez.
- Troquel empleado en la fundición de los álabes guía de la 4ª etapa LPT. Identificados en la SB 72-798.
- Corrosión.

De acuerdo con ello, el motor que sufrió la rotura tenía un riesgo bajo por excitación 2E, pero en cambio, tenía un riesgo alto por otras dos (integridad y troquel) y medio por la última (corrosión).

- Integridad estructural: los álabes guía de la 4ª etapa LPT habían sido recubiertos en tres ocasiones.
- No había sido implementado ninguno de los dos boletines de servicio.
- Los álabes guía de la 4ª etapa de la LPT tenían más de 4000 ciclos desde la última revisión general.

1.18.6. *Excitación HPT 2E*

La excitación denominada 2E (2 veces por revolución), es un fenómeno vibratorio que se genera en la turbina de alta presión (HPT) como consecuencia de las variaciones en los pulsos de presión generados por cada par de álabes.

El origen de la variación de los pulsos radica en las diferencias existentes entre las dimensiones de las áreas de flujo de dos pares de álabes adyacentes.

Las diferencias de la superficie de las áreas de flujo pueden deberse a varias causas: tolerancias, historial de servicio, mezcla de álabes con distinto historial de tiempo/ciclos, etc.

La variación circunferencial de las áreas de flujo de un disco de turbina puede formar patrones de distribución de presiones que generan pulsos cíclicos de presión que pueden potencialmente afectar a elementos situados aguas abajo.

Si la frecuencia de los pulsos de presión coincide con la frecuencia natural de resonancia de un elemento concreto, éste puede resultar afectado. De hecho, los álabes guía de la 4ª etapa de la turbina de baja presión son sensibles a los armónicos 2E de los rotores de la turbina de alta presión en el rango normal de operación del motor.

1.18.7. *Aterrizaje con sobrepeso o lanzamiento de combustible*

Cuando, en casos como el estudiado en este informe, ocurre una situación que requiere que la aeronave retorne al aeropuerto de salida o se desvíe a un alternativo poco tiempo después del despegue, es bastante probable que la aeronave llegue al aeropuerto en el que va a aterrizar con un peso muy por encima del peso máximo de diseño en aterrizaje.

En la publicación "Boeing Aero" del tercer trimestre del año 2007 se presentó un artículo titulado "overweight landing"¹⁰ que está dedicado específicamente a estos casos, en el que se analizan los aspectos que deben considerarse a la hora de evaluar que acción tomar.

¹⁰ http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_3_07/article_03_1.html

En este artículo se ofrece información general y datos estructurales y sobre actuaciones de las aeronaves, con vistas a que sirvan de ayuda a las aerolíneas para determinar cuál es la mejor opción para sus operaciones en una situación dada.

De acuerdo con la información de este artículo, tanto el aterrizaje con exceso de peso, como el lanzamiento de combustible en vuelo, son considerados procedimientos seguros, no habiendo constancia de que se hayan producido accidentes por causas atribuibles a ninguna de estas operaciones.

De acuerdo con dicho artículo, los aterrizajes con exceso de peso son seguros debido a que los estándares de diseño de las aeronaves certificadas según FAR Part 25 son bastante conservadores. En este sentido, el criterio de diseño de los trenes de aterrizaje se basa en:

- Un régimen de descenso de 10 ft/s con el peso máximo al aterrizaje, y
- Un régimen de descenso de 6 ft/s con el peso máximo al despegue.

El régimen de descenso típico en la toma de contacto es del orden de 2 a 3 ft/s. Incluso en los aterrizajes duros los regímenes de descenso raramente exceden de 6 ft/s.

El cuadro siguiente ofrece una sinopsis de los condicionantes principales de cada opción. El consumo de combustible en vuelo persigue un fin equiparable al lanzamiento del exceso de combustible, radicando la diferencia más significativa en el hecho de que requiere un mayor lapso de tiempo para reducir el peso de la aeronave.

Aterrizaje con sobrepeso	Lanzamiento/consumo de combustible
Reduce los márgenes de operación.	Con un motor inoperativo o con fallo de un sistema, la demora en aterrizar para lanzar/quemar combustible puede suponer el agravamiento de la situación.
Aumenta la distancia de aterrizaje.	
Requiere la realización de una inspección tras el aterrizaje.	Coste del combustible.
No se recomienda el aterrizaje automático, ya que los pilotos automáticos de las aeronaves de Boeing no están certificados para pesos por encima del máximo de aterrizaje.	Aspectos ecológicos aunque los estudios indican que, efectuando el lanzamiento a más de 5000/6000 ft, todo el combustible se vaporiza antes de alcanzar el suelo.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No aplicable.

2. ANÁLISIS

2.1. Análisis del vuelo (hasta el suceso)

La secuencia de arranque de motores se inició con la puesta en marcha del motor nº 3, que está de acuerdo con los procedimientos.

Seguidamente se puso en marcha el motor nº 1, seguido 1 minuto después del nº 2, de forma que a las 00:18 h estaban en marcha los tres motores.

El fabricante del motor recomienda que los motores sean operados a ralentí durante al menos 5 minutos antes del despegue, si los motores hubieran estado parados durante más de 2 h antes de su arranque. No hay un mínimo de tiempo recomendado de calentamiento si el motor ha estado parado durante menos de 2 h.

El vuelo en el que ocurrió el suceso está dentro del primer supuesto, por lo que el periodo de calentamiento de motores habría de ser de al menos 5 minutos.

Tras el arranque, los motores permanecieron a ralentí durante más de 11 minutos, hasta que se seleccionó potencia de despegue, por lo que se cumplieron ampliamente los requisitos de calentamiento que establece el fabricante.

Durante la carrera de despegue, así como el posterior ascenso hasta que se produjo el súbito descenso del valor de N1 del motor nº 3, todos los parámetros de los motores estuvieron dentro de sus límites de operación.

Desde que se produjo el arranque del primer motor, nº 3, hasta que se produjo el fallo del motor nº 3, la tripulación aplicó correctamente los procedimientos de arranque y calentamiento de los motores y su operación se ajustó a los procedimientos.

2.2. Análisis de la gestión de la emergencia

La tripulación había realizado cálculos de características de vuelo para el despegue y había alterado el perfil de vuelo de salida para prevenir la posibilidad de encuentro con cizalladura que puede ocurrir en TFS cuando hay cambio de la dirección del viento.

El fallo de motor en el despegue habitualmente se entrena en simulador ocurriendo nada más pasar la velocidad de decisión V1 o rotación Vr. Las circunstancias en que ocurrió el fallo catastrófico fueron diferentes pero la tripulación supo adaptar su actuación al procedimiento requerido.

La actuación de la tripulación fue coordinada y se adaptó a los estándares de la compañía transfiriendo el control de la aeronave al piloto designado como comandante. Se realizó

una declaración de emergencia (MAYDAY) con el fin de obtener la máxima asistencia de los servicios aeroportuarios y de control de tránsito para solventar el suceso.

Al exceder ampliamente el máximo peso al aterrizaje, y haberse extinguido la indicación de fuego sin que se detectase ningún comportamiento anormal de la aeronave, se decidió evitar un aterrizaje con sobrepeso y realizar un lanzamiento de combustible según está indicado en los manuales de compañía.

Se continuó un ascenso por encima de 6000 pies, altura indicada por su Manual de Operaciones como mínima para iniciar el lanzamiento de combustible y por encima de la mínima de seguridad.

Se coordinó con ATC el procedimiento de vaciado mediante vectores, evitando así un circuito de espera en hipódromo que podría haber hecho volar la aeronave a través de la estela del combustible vaporizado. La coordinación y actuación de ATC favoreció en todo momento la operación coincidiendo con un intervalo de tiempo de baja intensidad de tráfico en el que se aplicaron los procedimientos establecidos para esta operación en el RCA.

La tripulación tuvo en cuenta las posibles dificultades que se podía encontrar por un aterrizaje con tan alto peso y la disminución de la capacidad de frenado con una reversa inoperativa.

El aterrizaje se produjo sin consecuencias adversas no llegándose a producir sobrecalentamiento de frenos, aunque la tripulación requirió la monitorización de los mismos por parte del SEI del aeropuerto.

La actuación de la tripulación se valora en este análisis como adecuada y de gran profesionalidad.

2.3. Análisis de la secuencia de las roturas

La turbina de este motor está dividida en dos secciones: alta (HPT) y baja presión (LPT). La primera de ellas tiene dos etapas, en tanto que la LPT consta de cuatro etapas.

Cada etapa está compuesta por un disco fijo (estátor), que está situado delante de un disco que puede girar (rotor). El estátor tiene como función principal orientar el flujo de aire para que incida con la dirección óptima sobre los álabes del rotor.

Tal y como se ha descrito en el punto 1.6.4, las dos etapas de que consta la turbina de alta presión (HPT) tenían la totalidad de sus álabes (rotores) y álabes guía (estátors), encontrándose todos ellos enteros y sin daños significativos.

La siguiente etapa hacia detrás es la primera de las cuatro de que consta la turbina de baja presión, la cual, de acuerdo a la nomenclatura del fabricante, está identificada como 3ª etapa de la (LPT). Todos los álabes de esta etapa se encontraban sujetos al disco y tenían toda su longitud. Aproximadamente el 75% de ellos tenían marcas de impacto en el borde de salida, es decir, en la parte trasera del álabe. Además, algunos de los segmentos que forman el sello de aire de esta etapa se habían desprendido.

Por detrás del disco anterior (3ª etapa LPT) se encuentra el estátor de la 4ª etapa de la LPT.

En este estátor sí que se encontraron daños significativos, que consistían principalmente en el desprendimiento de 7 grupos de álabes guía y en la fractura de unos de los álabes del grupo de álabes 22.

Los 7 grupos de álabes guía desprendidos eran adyacentes a la gran perforación del cárter del LPT a nivel de la 5ª etapa y eran consistentes con el daño secundario asociado al daño a este cárter.

Las evidencias de fatiga asociada a la rotura de uno de los álabes guía del grupo 22 de la 4ª etapa son consistentes con el hecho de que esa fractura haya iniciado el evento.

El álabe guía del grupo 22 desprendido sería arrastrado rápidamente por la corriente de gases en el interior del motor hacia la salida.

Durante el recorrido por el interior del motor del álabe guía fracturado fue impactando con otras partes giratorias y produciendo nuevas roturas. El siguiente elemento con el que interfirió fue precisamente el rotor de su misma etapa, 4ª LPT. Los daños encontrados en este disco, fractura de la totalidad de los álabes, son consistentes con el desprendimiento de uno de los álabes guía del grupo 22.

Los álabes desprendidos de este rotor se sumaron a los álabes guía desprendidos del estátor, produciendo las roturas encontradas aguas abajo.

Así pues, la mayoría de las roturas son debidas a los impactos con elementos desprendidos, y serían, por lo tanto, consecuencia de la rotura inicial. Ésta se encontraría en la zona de rotura situada más aguas arriba, que sería el estátor de la 4ª etapa de la LPT, concretamente en el grupo de álabes guía 22.

El estudio metalográfico detectó grietas de fatiga en 8 de los 130 álabes que componen el disco (rotor) de la 4ª etapa de la LPT. Según el referido estudio, estas grietas se habrían originado por impactos. La secuencia de estos impactos no ha podido ser determinada en el estudio, pero es posible que este daño se desarrollara bien durante el suceso o que existiera anteriormente al mismo.

En efecto, una impronta producida en un álabe a causa de un impacto puede actuar como origen de una grieta de fatiga. Una vez originada la grieta de fatiga comienza el proceso de cebado durante el cual se produce la propagación de la grieta hasta que alcanza su tamaño crítico, momento en el que se produce un incremento significativo de la velocidad de propagación. A medida que aumenta el tamaño de la grieta, va disminuyendo la sección remanente de la pieza. La grieta de fatiga progresará hasta que la sección remanente sea incapaz de soportar las cargas, produciéndose entonces la rotura de la pieza por un mecanismo de sobrecarga estática.

Las grietas de fatiga encontradas en varios álaves del disco son plenamente compatibles con el mecanismo descrito en el párrafo anterior, y, de acuerdo a los datos del estudio metalográfico, se encontrarían en la fase de cebado, por lo que no habrían sido causa de la rotura de los álaves, sin el impacto asociado de los elementos desprendidos.

Dado lo anterior, se considera que la secuencia de roturas muy probablemente se inició en el estátor de la 4ª etapa de la LPT, específicamente con la fractura del álabe del grupo de álaves guía 22. Este álabe desprendido impactó contra el disco de esta misma etapa, que se encuentra justo detrás, produciendo a su vez la rotura de todos sus álaves. Es posible que estos álaves tuvieran ya grietas de fatiga, lo que habría producido una disminución de la resistencia del álabe en la zona de la grieta y que consecuentemente se rompieran por esa sección. No obstante, es posible que las grietas de fatiga se creasen durante el incidente a medida que el rotor se iba rompiendo.

Los daños encontrados en el motor son plenamente consistentes con un escenario de secuencia de roturas iniciado con el desprendimiento del álabe inferior del grupo de álaves guía nº 22 del estátor de la 4ª etapa de la LPT.

La investigación metalúrgica no ha podido determinar si la corrosión fue o no un factor contribuyente al desarrollo del fallo.

2.4. Análisis de la rotura inicial

Según se ha expuesto en el punto 1.16.3, el estudio metalográfico que se realizó sobre los grupos de álaves guía recuperados de la 4ª etapa de la LPT detectó la presencia de numerosas grietas de fatiga y desgastes.

De acuerdo con la experiencia del fabricante del motor, los daños encontrados en el estudio metalográfico serían consistentes con un escenario en el que los álaves guía hubieran estado sometidos a movimientos relativos y elevados niveles de excitación vibratoria (excitación HPT 2E), descrita en el punto 1.18.6.

El patrón de mezcla y montaje de los álaves del rotor de la 2ª etapa de la HPT, alternando álaves pesados y ligeros, era conforme con las últimas instrucciones del fabricante del

motor, cuyo principal objeto era la prevención de la excitación 2E.

Por esta y otras condiciones, el seguimiento/evaluación de riesgos efectuado por el operador/fabricante, indicaba que este motor se consideraba “seguro” frente al riesgo de verse afectado por la excitación HPT 2E.

En cambio, la medición efectuada al rotor de la 2ª etapa de la HPT (ver 1.16.2) reveló que este disco tenía un patrón de áreas de flujo, que sería susceptible de producir los pulsos de presión que son la fuente de generación de la excitación 2E.

De ello cabe concluir que el estado en que realmente se encontraba este disco difería de forma importante con el estado que era esperable que tuviera, de acuerdo al estudio de riesgos, lo que pone en evidencia tanto la fiabilidad de este estudio, como el conocimiento de los factores que intervienen en la generación de los pulsos que dan origen a la excitación 2E.

La información disponible no aporta ningún indicio de cuál puede ser la causa del fallo. En principio, éste podría radicar en la ponderación de los factores y condiciones que intervienen en la valoración, o bien en la intervención de alguna otra condición que no forma parte de las consideradas.

En cualquier caso, este hecho hace que sea razonable dudar de la bondad de la condición “segura” frente al riesgo a la excitación 2E que tienen asignada otros motores incluidos en el estudio del operador.

En este punto conviene hacer mención a la existencia de diferencias significativas en los mecanismos de rotura observados en este caso y en el del incidente acaecido en Puerto Rico.

Mientras que en el suceso analizado en este informe se ha documentado la existencia de daños extensivos por fatiga, y en menor medida por corrosión, en el caso de Puerto Rico la mayor parte de los daños se deben a corrosión, lo que sería indicativo de que sus causas son diferentes.

2.5. Medidas tomadas por P&W

Con posterioridad a este incidente, el fabricante del motor, Pratt & Whitney, emitió los boletines de servicio 72-826 y 72-827, que están enfocados principalmente hacia la mejora del comportamiento frente a la corrosión en los álabes guía de la 4ª etapa de la LPT, aunque también introducen cambios en su geometría, con objeto de disminuir tensiones y mejorar su comportamiento frente a las grietas.

Por otra parte, la SAIB: NE-16-01, recomienda la inspección de los álabes guía de la 4ª etapa de la LPT mediante magnetoscopio, con objeto de detectar sulfidización (corrosión) en los conductos internos de los álabes guía.

Si bien este mecanismo (corrosión) ha sido la causa raíz de varias roturas en servicio, no lo ha sido en el caso analizado en este informe (excitación HPT 2E), por lo que no es conocido si estas medidas han contribuido a disminuir el riesgo de roturas debidas a este fenómeno. Mientras que los boletines de servicio sí indican que los grupos de álabes rediseñados mejoran la resistencia frente a la fatiga, no indican como de efectivas pueden ser estas mejoras contra la excitación HPT 2E.

Pratt & Whitney está efectuando una evaluación de las prácticas de montaje de los álabes de la 2ª etapa de la HPT, así como determinando si es preciso revisar los procedimientos existentes y/o adoptar medidas correctivas adicionales para solventar el problema de la excitación HPT 2E.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- Todos los miembros de la tripulación tenían sus licencias y certificados médicos válidos y en vigor.
- La aeronave tenía toda la documentación en vigor y era aeronavegable.
- Durante la carrera de despegue, así como el posterior ascenso hasta que se produjo el súbito descenso del valor de N1 del motor nº 3, todos los parámetros de los motores estuvieron dentro de sus límites de operación.
- Cuando la aeronave se encontraba en ascenso a unos 1559 ft de altitud barométrica, se produjo un súbito descenso del valor N1 del motor nº 3.
- La tripulación aplicó correctamente el procedimiento de daño severo en motor.
- Inmediatamente después se activó el aviso de fuego en el motor nº 3.
- La tripulación aplicó el procedimiento correspondiente, que es el mismo que el de daño severo en motor.
- La alarma de fuego en el motor se canceló.
- La tripulación notificó la situación a los servicios de control y declaró emergencia.
- Tras evaluar la situación, decidieron lanzar combustible para no aterrizar con un peso por encima del máximo de aterrizaje.
- La aeronave aterrizó con normalidad por la pista 08 del aeropuerto de Tenerife Sur/ Reina Sofía.
- Tras el aterrizaje se comprobó que el motor nº 3 había sufrido una rotura no contenida.
- La origen de la rotura fue el desprendimiento de un álabe del grupo de álabes guía nº 22 del estátor de la 4ª etapa de la turbina de baja presión (LPT).
- El estudio metalográfico sobre los grupos de álabes guía recuperados de la 4ª etapa de la LPT detectó la presencia de numerosas grietas de fatiga y desgastes.
- Los álabes del disco (rotor) de la 2ª etapa de la turbina de alta presión (HPT) habían sido montados de acuerdo a los últimos procedimientos del manual del motor.
- El seguimiento/evaluación de riesgos efectuado por el operador/fabricante, indicaba que este motor se consideraba “seguro” frente al riesgo de verse afectado por la excitación HPT 2E.

3.2. Causas/factores contribuyentes

Se considera que la rotura del motor nº 3 de la aeronave se produjo como consecuencia del desprendimiento de uno de los álabes del grupo de álabes guía nº 22 del estátor de la 4ª etapa de la turbina de baja presión (LPT).

Se considera que probablemente la causa raíz de dicha rotura fueron los pulsos de presión (excitación HPT 2E), generados por la 2ª etapa de la turbina de alta presión (HPT), que produjeron altos niveles de vibración en el estátor de la 4ª etapa de la turbina de baja presión (LPT), que dieron lugar a la formación de grietas de fatiga en los álabes guía.

Aunque la investigación no ha podido determinar si la corrosión fue un factor contribuyente en el desarrollo del fallo, tampoco se puede desechar que no lo haya sido.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

La investigación de este incidente ha puesto en evidencia que el seguimiento/evaluación de riesgos efectuado por el operador/fabricante ha fallado al haber considerado el motor del suceso como seguro frente al riesgo de verse afectado por el fenómeno de la excitación HPT 2E, desconociéndose por el momento su causa. Este hecho lleva a plantear dudas sobre la fiabilidad de la totalidad del estudio de riesgos, en lo que se refiere a la excitación 2E, y que debido a ello pueda haber motores con alto riesgo real de fallo en servicio, pero con la consideración de seguros. Por este motivo, parece prudente que, hasta tanto se tenga un mayor conocimiento de los motivos del fallo, se evalúe la conveniencia de tomar alguna acción inmediata con respecto a la forma de cuantificar el riesgo frente a la excitación 2E.

Asimismo, ante la posibilidad de que alguno de los motores considerados seguros frente al riesgo de la excitación 2E, pudiera estar en condiciones de sufrir una rotura en servicio, parece aconsejable que se evalúe la conveniencia de llevar a cabo inspecciones para comprobar las condiciones reales en que se encuentran los estatores de la 4ª etapa de la LPT de dichos motores.

Por estos motivos se emiten las siguientes dos recomendaciones:

REC. 33/16 Se recomienda al fabricante del motor, Pratt & Whitney, que tome medidas inmediatas con respecto a la forma de cuantificar el riesgo frente a la excitación 2E en los estudios de seguimiento/evaluación de riesgo en los motores del modelo PW4000.

REC. 34/16 Se recomienda al fabricante del motor, Pratt & Whitney, que adopte las medidas necesarias a fin de que se realicen inspecciones adicionales en aquellos motores que tenían la consideración de “seguros” frente a la excitación 2E, con objeto de comprobar las condiciones reales en que se encuentran los estatores de la 4ª etapa de la LPT de dichos motores, y poder prevenir futuras roturas en servicio.