

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 27 de julio de 2006; 22:15 h local
Lugar	29,8 NM al Este del Aeropuerto de Barcelona, FL 235

AERONAVE

Matrícula	EC-IJF
Tipo y modelo	BOMBARDIER CRJ200 CL-600-2B19
Explotador	Air Nostrum LAM

Motores

Tipo y modelo	GENERAL ELECTRIC CF34-3B1
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	36 años	29 años
Licencia	ATPL	CPL
Total horas de vuelo	5.100 h	Sin datos
Horas de vuelo en el tipo	3.950 h	1.714 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			4
Pasajeros			44
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes en el motor izquierdo
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trasnporte aéreo comercial – Regular – Internacional – Pasajeros
Fase del vuelo	Ruta – Ascenso

INFORME

Fecha de aprobación	7 de octubre de 2010
---------------------	-----------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El jueves 27 de julio de 2006, la aeronave EC-IJF con código AN8174, operaba desde el aeropuerto de Barcelona con destino Basilea. Para la tripulación técnica, formada por comandante y copiloto, este era el primer vuelo del día. Para los dos tripulantes de cabina de pasajeros (TCP) que atendían a los 44 pasajeros a bordo, era el segundo vuelo tras dos horas de actividad. La aeronave había comenzado su operación a las 07:37 h siendo el vuelo del incidente el octavo y último del día.

El despegue se realizó a las 22:01:22¹ sin incidencias por la pista 25R y a los 6 minutos fueron autorizados por ATC a desviarse de la salida instrumental DALIN 1D para evitar una zona de tormentas. Transcurridos 14 minutos de vuelo, a las 22:15:43 h, en una zona sin problemas meteorológicos, se produjo súbitamente una explosión seguida de fuertes vibraciones. La aeronave se encontraba a 29,8 NM al este del aeropuerto de Barcelona sobrevolando aguas del mar Mediterráneo. El avión se encontraba en ascenso a 23.515 ft de altura. Su velocidad era de 248 kt y su rumbo 60°.

Inmediatamente aparecieron avisos de reversa desbloqueada del motor izquierdo, fuego en el lavabo, baja presión de aceite del motor izquierdo y, finalmente, a los 7 segundos de la explosión, fuego en el motor izquierdo. La tripulación combatió la emergencia aplicando el procedimiento de fuego de motor. Según se registró en las comunicaciones en cabina, apagaron ese motor a los 16 segundos de iniciarse el aviso de fuego y descargaron la primera botella extintora a los 71 segundos. Como el aviso de fuego no desaparecía descargaron la segunda botella sin conseguir tampoco extinguir el fuego. Declararon emergencia a ATC y decidieron volver al aeropuerto de Barcelona. En rumbo 250°, volando hacia el campo, la aeronave ejecutó un viraje de 360° para perder altura e iniciar la aproximación final. La tripulación auxiliar preparó al pasaje para un aterrizaje de emergencia con posible evacuación en la pista.

Con la aeronave en fase de aproximación corta final, a las 22:25:30 h, y después de 9 minutos y 40 segundos, desapareció el aviso de fuego en el motor izquierdo. La aeronave aterrizó con un solo motor por la pista 25R y se detuvo en la calle de salida GA a las 22:29:27 h.

La tripulación técnica ordenó la evacuación a las 22:29:44 por el lado derecho utilizando las puertas delantera y trasera. Los servicios de extinción de incendios, que habían sido alertados, estaban presentes durante la evacuación y aplicaron preventivamente productos ignífugos, aunque no apreciaron en esos momentos llamas ni humo en el motor.

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local registrada por ATC y corresponde a la hora del FDR con un retraso medio de 7 segundos.

Las 48 personas a bordo resultaron ilesas. La aeronave resultó con daños importantes únicamente en el motor izquierdo.

1.2. Daños a la aeronave

Los daños en la aeronave se localizaron íntegramente en el motor izquierdo en el que, a simple vista, se pudo apreciar la desaparición de un álabe de fan y de los capós superior e inferior del fan así como daños y perforaciones por fuego intenso. El resto de la aeronave no sufrió ningún desperfecto.



Figura 1. Motor izquierdo de la aeronave EC-IJF tras el incidente

1.3. Información sobre la tripulación

1.3.1. Información del comandante

El comandante, de 36 años de edad, contaba con una licencia de piloto de transporte de línea aérea de avión y habilitaciones de CRJ 100 y de vuelo instrumental, válidas y en vigor en el momento del incidente.

Llevaba trabajando para Air Nostrum desde el año 2000. Su experiencia total era de 5.100 h, en CRJ había volado 3.950 h de las cuales 2.300 habían sido como copiloto. Como comandante había acumulado 1.650 h desde agosto del 2004. Las 24 horas previas al incidente había tenido una actividad aérea de 3:20 h de duración y el vuelo del incidente era el primero que realizaba ese día. Iba sentado a la izquierda.

Dentro de la formación inicial y continuada recibida desde su incorporación a la compañía había recibido formación sobre gestión de recursos de la tripulación (CRM), en concreto un curso inicial y cuatro posteriores de refresco. El último de ellos lo había recibido el 1 de junio de 2006, dos meses antes del incidente.

1.3.2. *Información del copiloto*

El copiloto, de 29 años de edad, contaba con una licencia de piloto comercial y habilitaciones de copiloto de CRJ 100 y vuelo instrumental válidas y en vigor en el momento del incidente.

Llevaba trabajando para Air Nostrum desde el año 2004 y había acumulado 1.714 h todas como copiloto en CRJ. Al igual que el comandante, las 24 horas previas al incidente había tenido una actividad aérea de 3:20 h de duración y el vuelo del incidente era el primero que realizaba ese día. Iba sentado a la derecha y en el momento de producirse el incidente era el piloto a los mandos.

Dentro de la formación inicial y continuada recibida desde su incorporación a la compañía había recibido formación sobre gestión de recursos de la tripulación (CRM), en concreto, un curso inicial y dos cursos posteriores de refresco. El último de ellos lo había recibido el 26 de abril de 2006, tres meses antes del incidente.

1.3.3. *Vuelos previos de comandante y copiloto como tripulación*

El comandante y el copiloto habían coincidido en la compañía dos años y habían volado juntos antes del vuelo del incidente los días 24, 25 y 26 de julio de 2006 y el 8 de julio de 2005.

1.3.4. *Información de la tripulación auxiliar*

Las dos TCP contaban con una licencia y certificado médico válido y en vigor en la fecha del evento. La TCP con funciones de sobrecargo tenía 27 años y acumulaba 1.536 h en la compañía. La segunda TCP tenía 23 años y había acumulado 91 h. La actividad aérea de ese día comenzó para ellas con su incorporación, como tripulación auxiliar de la aeronave EC-IJF, en el aeropuerto de Bolonia (Italia) en el vuelo anterior al incidente, y llevaban trabajando poco más de dos horas.

1.4. Información sobre la aeronave

1.4.1. *General*

La aeronave BOMBARDIER CANADAIR CL-600-2B19 CRJ 200 es un avión birreactor con capacidad para 50 pasajeros concebido para su uso en el transporte aéreo regional y de corto alcance. Su peso máximo de despegue es de 23.133 kg.

La aeronave del incidente, con S/N 7705, había sido fabricada en el año 2002 y entregada a Air Nostrum en noviembre de 2002. En la fecha en la que se produjo el incidente contaba con todas las autorizaciones, certificados y seguros necesarios para realizar operaciones de transporte público de pasajeros.

1.4.2. *Estado de la aeronave y de mantenimiento*

Desde su fabricación iba equipada con dos motores General Electric GE CF34-3B1, con S/N GE-E-873549 (motor izquierdo) y GE-E-873548 (motor derecho).

En el momento del incidente ambos motores acumulaban 10.896 horas totales (TSN) y 8.899 ciclos totales (CSN). El motor izquierdo había sido fabricado en junio de 2002 e instalado en la aeronave del incidente S/N 7705 EC-IJF en septiembre de 2002, antes de su entrega a Air Nostrum por Bombardier en noviembre de 2002.

Respecto a su mantenimiento, el 15 de agosto de 2003, la unidad de control de combustible (MFC) del motor izquierdo había sido reemplazada para cumplir con el boletín de servicio de General Electric 73-034, emitido el 10 de febrero de 2003. En el motor derecho se realizó la misma acción medio año después, el 4 de enero de 2004. Desde este cambio hasta el momento del incidente el motor izquierdo, había operado 8.601 h y 7.064 ciclos. En el libro de motor no había registrada ninguna acción de mantenimiento relacionada con los álabes del fan.

1.4.3. *Motor General Electric GE CF34-3B1*

El motor CF34-3B1 es un motor turbofan de doble eje y alta razón de derivación.

En el eje de baja, el fan, de una sola etapa, está arrastrado por la turbina de baja presión (LPT) de 4 etapas. El fan es una rueda de 28 álabes unidas a un disco. Cada álabe es una pieza de forja de titanio con un peso aproximado de 1,2 kg. El 100% de N1 equivale a 7.400 rpm. El eje de alta lo conforman un compresor de 14 etapas y una turbina de alta presión (HPT) de 2 etapas. Sus revoluciones nominales son 17.820 rpm al 100% N2. Ambos ejes giran en el sentido de las agujas del reloj visto el motor desde el escape. Las localizaciones de elementos en el motor, en general, se expresan haciendo

uso de la posición de la aguja horaria de un hipotético reloj visto desde atrás. Así pues, la posición de la unidad de control de combustible (MFC) corresponde a las 8:00 del reloj, en el costado izquierdo.

Seis de las 14 etapas del compresor de alta disponen de un sistema de geometría variable (VG) que modifican la posición de los vanes del estator a través de dos actuadores que utilizan combustible como fuerza hidráulica.

Para la lubricación de los siete cojinetes que soportan los dos ejes del motor, hay un sistema de lubricación que contiene como máximo unos 7 litros de aceite.

En la instalación del motor en el avión CRJ200, se puede invertir el empuje del flujo secundario mediante unas aletas que se despliegan en el conducto de fan al desplazarse hacia atrás el capó de reversa («traslating cowl»).

La caja de accesorios (AGB) se sitúa delante en el compartimento de accesorios y tiene tres puntos de unión a las 3:00, 6:00 y 9:00. Las fijaciones son frangibles para proteger las carcasas de la AGB. Existe una fijación secundaria que limita el desplazamiento de toda la caja en caso de rotura de las uniones principales. A la caja de accesorios se une por su base la bomba de combustible (MFP) y la unidad de control de combustible (MFC).

1.4.4. *Capós y carenas de motor*

El motor está rodeado de diversas carenas y capós que le proporcionan una superficie aerodinámica fuselada. Entre los cárteres y las carenas y capós se crean unos compartimentos anulares alrededor del motor dentro de los que fluye una corriente de aire para refrigeración y eliminación de posibles vapores inflamables. Para facilitar la refrigeración del motor, existen dos zonas (zona A o compartimento delantero y zona B o compartimento trasero) divididas por el mamparo cortafuegos, situado después de la turbina de alta presión. El compartimento delantero tiene 31 orificios de entrada de aire y 4 de salida. El compartimento trasero tiene 4 entradas de aire. Como referencia para las descripciones de este informe, se mencionan los siguientes elementos:

- Capó superior e inferior de fan («upper and lower access cowl»).
- Capó de reversa («translating cowl»).
- Capó superior e inferior de motor («upper and lower core cowl»). Están abisagrados y apestillados para poder descubrir accesorios y otras instalaciones del motor. Estos capós se apoyan y cierran sobre un mamparo cortafuegos que aísla la zona del compartimento de accesorios del escape y turbina de baja presión. En la posición 11:00 se encuentra una ventana de explosión («blow out door») que libera presión al exterior en caso de un aumento excesivo de la misma.
- Carena de tubo de escape («exhaust nozzle fairing»).

1.4.5. *Sistemas de protección contra el fuego*

La aeronave dispone de un sistema de detección y de extinción ante condiciones de fuego o sobretemperatura en el motor.

La detección en el motor se realiza en dos zonas: la zona del núcleo o de compartimentos bajo los capós de motor (que genera un aviso de ENG FIRE en el EICAS) y la zona bajo las carenas de tubo de escape (que genera un aviso de JET PIPE OVHT en el EICAS). Cada una de estas zonas está dotada de dos bucles de detección para asegurar la redundancia del sistema. Cuando se detecta una condición de fuego o sobretemperatura en la zona del núcleo del motor se produce en cabina un aviso visual de ENG FIRE en el EICAS, se ilumina el botón ENG FIRE PUSH y suena la campana de fuego.

El sistema de extinción consta dos botellas que se pueden descargar sobre uno u otro motor. Para realizar la descarga hace falta que en cabina se presione primero el botón ENGINE FIRE PUSH, que cierra la válvula de corte SOV, y después el BOTTLE ARMED PUSH TO DISCH. El sistema está previsto para combatir un fuego confinado que se declare en los compartimentos de la góndola del motor.

En el lavabo hay un detector de humo que enciende, en caso de que se den las condiciones, el aviso de SMOKE TOILET.

1.4.6. *Sistema de combustible*

El sistema de combustible de esta aeronave permite cortar el suministro de combustible desde los depósitos, situados en los planos, a los motores en dos puntos. El primero de ellos se realiza en el cajón central, a la salida de los depósitos, mediante las dos válvulas SOV («shut off valve», una para cada motor) y el segundo en la unidad de control de combustible (MFC) ya en el motor. La cantidad de combustible entre estos dos puntos de corte ha sido estimada por el fabricante en un máximo de 4,06 litros.

Si desde cabina se pulsa el interruptor ENG FIRE PUSH se cerrará la válvula de corte SOV de combustible de la instalación de ese lado, se encenderá el botón BOTTLE ARMED PUSH TO DISCH y aparecerá el aviso de ENG SOV CLSD en el EICAS. Además, si la palanca de potencia se retrasa en cabina hasta la posición de corte, se producirá el cierre en la unidad de control de combustible.

1.4.7. *Avisos EICAS*

La aeronave está equipada con un sistema central de avisos que es parte del sistema EICAS (Sistema de Indicación del Motor y de Alerta a la Tripulación) y genera para la tripulación avisos visuales y acústicos sobre condiciones de estado, alerta, precaución («caution») y peligro («warning») de los sistemas de la aeronave. En función de la

naturaleza del problema, se pueden generar avisos sólo visuales o avisos visuales acompañados de señales acústicas.

Según la información del manual de mantenimiento, la forma de aparición en el EICAS de los mensajes que se registraron en el vuelo de la aeronave EC-IJF es la siguiente:

- Fuego en el núcleo del motor: es un aviso de peligro que irá presentado por las palabras en color rojo L ENG FIRE en la pantalla del EICAS, se iluminará de forma intermitente el pulsador rojo del aviso principal de peligro («master warning») y se generará un pitido triple («triple chime») seguido de la campana de fuego.
- Baja presión de aceite: es un aviso de peligro que irá presentado por las palabras en color rojo L ENG OIL PRESS en la pantalla del EICAS, se iluminará de forma intermitente el pulsador rojo del aviso principal de peligro («master warning») y se generará un pitido triple («triple chime») seguido de la voz sintética «ENGINE OIL».
- Reversa desbloqueada: es un aviso de precaución que irá presentado por las palabras en color naranja L REV UNLOCKED en la pantalla del EICAS y se iluminará de forma intermitente el pulsador naranja del aviso principal de precaución («master caution») y se genera un pitido simple («single chime»).
- Humo en el lavabo: es un aviso de precaución que irá presentado por las palabras en color naranja SMOKE TOILET en la pantalla del EICAS, se iluminará de forma intermitente el pulsador naranja del aviso principal de precaución (master caution) y se generará un pitido simple («single chime») seguido de la voz sintética «SMOKE».

1.4.8. Aviso «TOO LOW TERRAIN» del EGPWS

El CRJ200 dispone de un sistema de advertencia de proximidad al terreno (EGPWS) que monitoriza y avisa a la tripulación sobre la condición de vuelo de la aeronave en relación con el terreno. Uno de los modos de funcionamiento de este sistema, el modo 4B, se activó durante la aproximación de la aeronave EC-IJF generando el aviso de «TOO LOW TERRAIN». Este aviso acústico aparece cuando el tren está extendido, los flaps no están en la configuración de aterrizaje y la aeronave cruza una frontera lineal delimitada entre 1.000 y 245 ft por encima de 159 kt. Este aviso puede anularse en cabina pulsando el interruptor FLAP OVRD.

1.5. Información de registradores de vuelo y ATC

Los datos del registrador de datos de vuelo DFDR (FA2100, P/N 2100-4343-00 y S/N 000188834), del registrador de voces en cabina CVR (FA2100, P/N 2100-1020-00 y S/N 000187083) y las comunicaciones con los servicios ATC han permitido conocer la secuencia de eventos ocurridos durante el vuelo. La correlación de datos entre el FDR, CVR y ATC muestra un retraso medio de 7 segundos en las referencias de tiempo proporcionadas por ATC con respecto a las del FDR. Las referencias horarias presentadas en este apartado son las correspondientes a la hora local registrada por ATC.

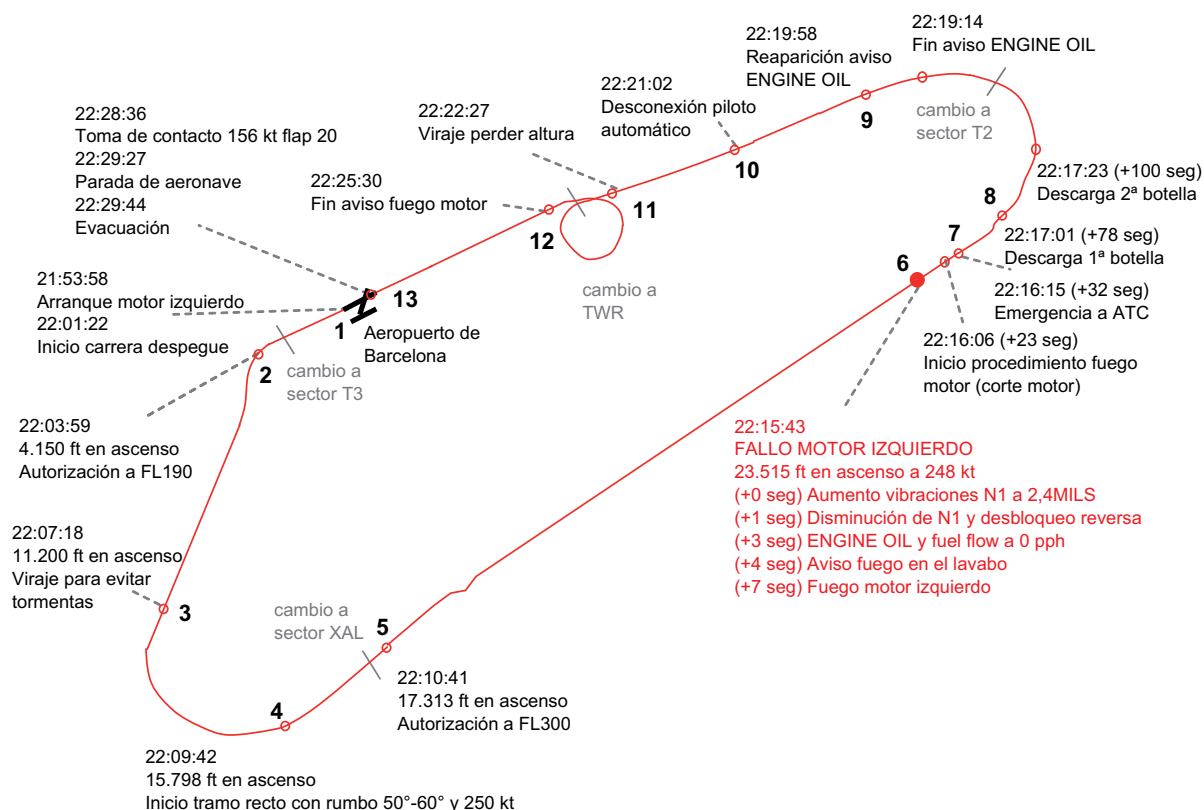


Figura 2. Vuelo completo: trayectoria

La duración total del vuelo, desde la puesta en marcha del primer motor hasta su parada, fue de 36 minutos. Las figuras 2 y 3 muestran el vuelo completo de la aeronave EC-IJF. Los primeros 22 minutos (puntos 1 a 5 en figuras 2 y 3) transcurrieron sin incidencias y con un funcionamiento normal de los motores. La aeronave ascendió, solicitó un viraje para evitar una zona de tormentas y continuó en ascenso en rumbo 50-60° y una GS media de 250 kt (tramo 5-6 figuras 2 y 3).

A las 22:15:43 h con la aeronave a 23.515 ft de altura, a 248 kt y en ascenso se produjo el fallo del motor izquierdo (punto 6 en figuras 2 a 5). En ese momento las revoluciones N1 del motor izquierdo indicaban el 93,2% y la temperatura ITT era de 780 °C. En el momento del despegue, a nivel del mar y potencia de despegue, las revoluciones N1 eran de 87,6% y la temperatura ITT era de 790 °C. Los registradores muestran lo siguiente tras el fallo:

- Vibraciones de N1 del motor izquierdo a 2,4 mils y aceleración vertical a -1,32 g.
- Al segundo se registró el desbloqueo de la reversa en el motor izquierdo y N1 comenzó a disminuir.
- A los 3 segundos se registró el aviso de baja presión de aceite en el motor izquierdo y el flujo de combustible en el motor izquierdo llegó a cero.
- A los 4 segundos se activó el aviso de fuego en el lavabo.
- A los 7 segundos se activó el aviso de fuego en el motor izquierdo.

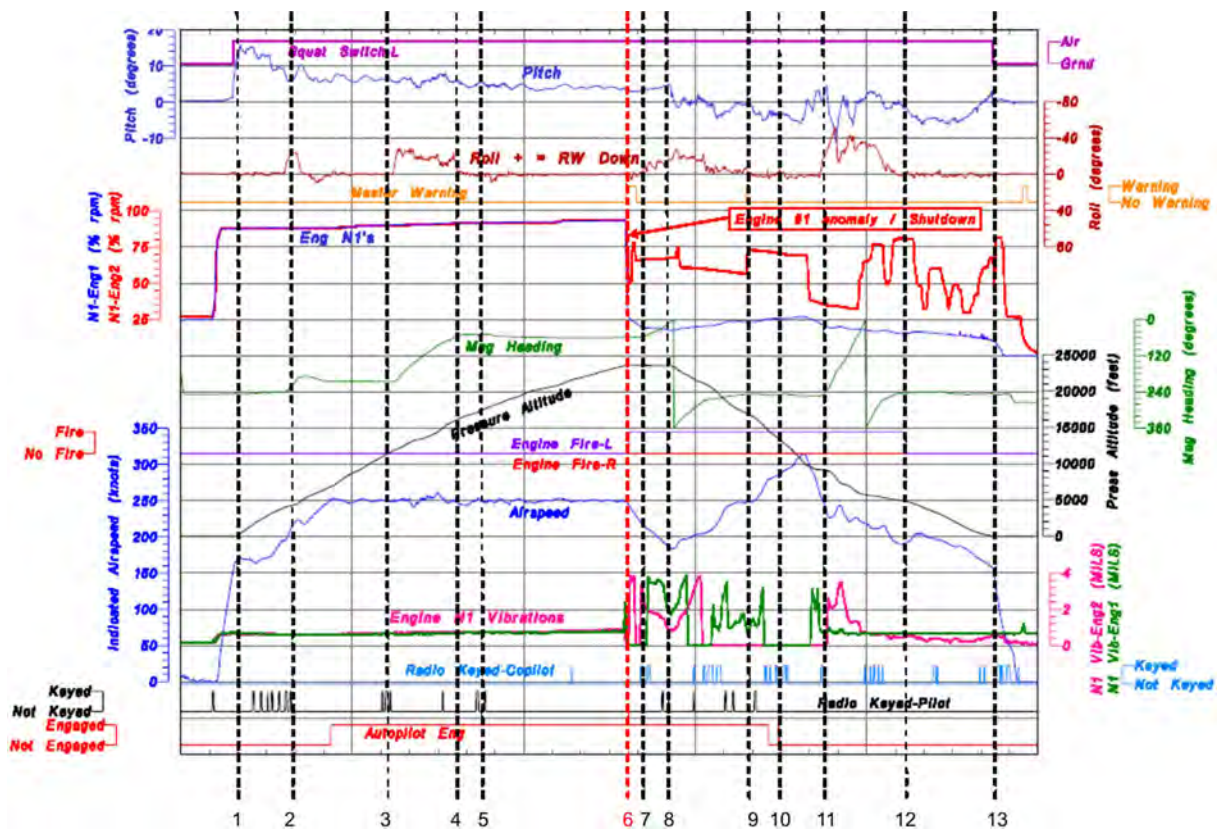


Figura 3. Vuelo completo: parámetros de vuelo, avisos de fuego, N1, vibración N1 y autopilot

Las figuras 4 y 5 presentan la evolución de los parámetros de motor en el fallo durante 1 y 2 minutos, respectivamente.

A los 16 segundos de iniciarse el aviso de fuego (23 segundos después del fallo del motor), la tripulación inició el procedimiento de fuego del motor con la confirmación del motor a cortar. A los 32 segundos se notificó la emergencia a ATC (punto 7 en figuras 2 a 5), a los 71 segundos de aparecer el aviso de fuego se descargó la primera botella (punto 8 en figuras 2 y 3) y a los 93 segundos (22 segundos después) la segunda botella.

El trayecto de regreso a Barcelona se produjo con el aviso de fuego en el motor izquierdo (que desapareció tras 9 minutos y 40 segundos), de reversa izquierda desbloqueada (que se mantuvo todo el vuelo) y de baja presión de aceite en el motor izquierdo (que se desactivó y volvió a activar hasta el aterrizaje).

El piloto automático fue desconectado a 13.583 ft por iniciativa del comandante, a las 22:21:02 (punto 10 en figuras 2 y 3) y poco después la aeronave alcanzaba 314 nudos llegando N1 al 30% (entre los puntos 10 y 11 en figuras 2 y 3). Un minuto antes de desaparecer el aviso de fuego, el copiloto mencionó «left engine shutoff valve close» después de un pitido simple («caution warning»).

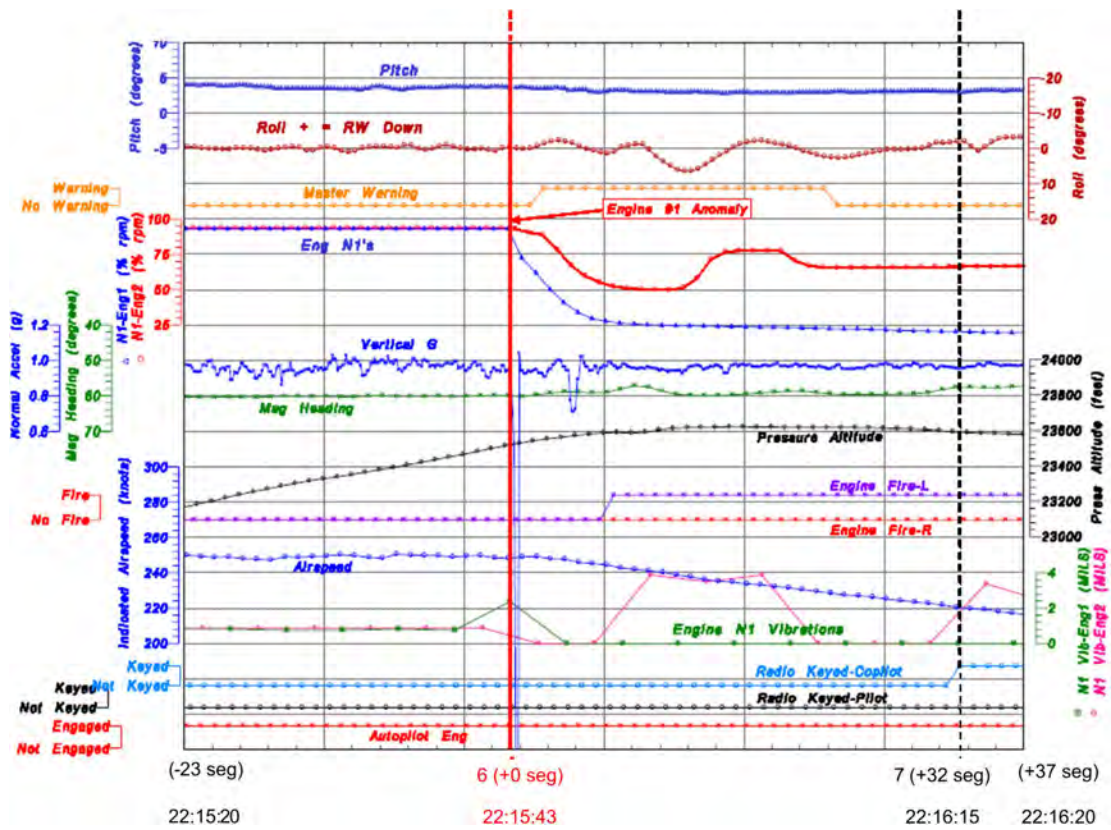


Figura 4. Parámetros de motor durante el fallo: 1 minuto

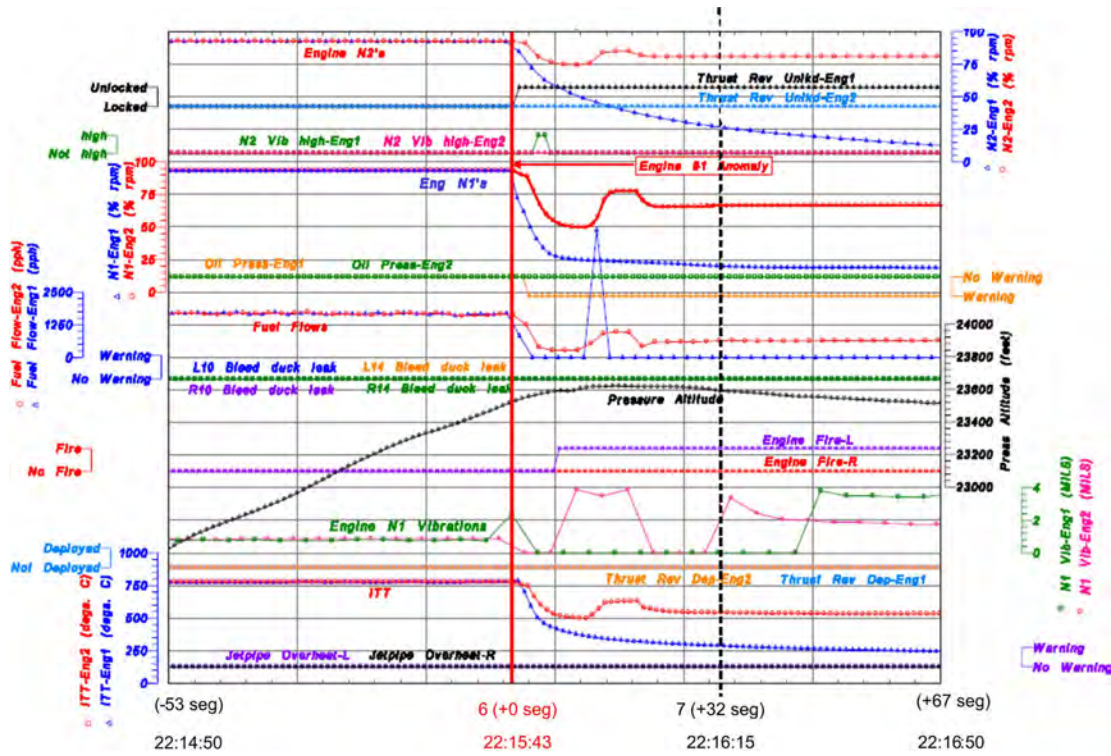


Figura 5. Parámetros de motor durante el fallo: 2 minutos

Se registraron 5 avisos de «TOO LOW TERRAIN» entre 172 y 63 ft. La toma de contacto se produjo a las 22:28:36 a 156 kt y 20° de flap y se utilizó la reversa derecha a petición del comandante. A las 22:29:27 se detuvo la aeronave en la calle de salida rápida GA, se apagó el motor derecho y a las 22:29:44 se inició la evacuación. La evacuación había sido prevista y comunicada a ATC y a las TCP que prepararon la cabina y el pasaje para ello.

La tabla 1 muestra una transcripción de las comunicaciones entre la tripulación desde la aparición del fallo del motor hasta la finalización del procedimiento de fuego. Los primeros 23 segundos se oyeron todos los avisos descritos anteriormente así como la identificación del fallo de reversa por parte del copiloto, piloto a los mandos. No se tiene constancia en el CVR de comunicación verbal por parte del comandante hasta el inicio del procedimiento de fuego.

El CVR muestra una continua monitorización del copiloto sobre la altura, velocidad, posición del campo y distancia a nubes durante todo el vuelo de regreso a Barcelona.

Las comunicaciones con los servicios ATC indican que los servicios de control concedieron prioridad a la aeronave para su aterrizaje en Barcelona. Las instrucciones que se recibieron por parte del sector T2 fueron largas (una de ellas llegó a durar 14 segundos) y con referencias a maniobras VOR-DME. Estas instrucciones de maniobras VOR-DME coincidieron en cabina con la reaparición del aviso de baja presión de aceite (punto 9 en figura 2 y 3).

Tiempo desde fallo	Contenido	Origen/función		
+0 seg (6 figura 2)				
+1 seg		RUIDO		
+2 seg	La reversa, la reversa, la reversa.		SINGLE CHIME TRIPLE CHIME	COP/PF
+3 seg				
+4 seg		«SMOKE»		
+6 seg	La reversa, la reversa, la reversa, la reversa.	«SMOKE»	COP/PF	
+7 seg				
+8 seg			TRIPLE CHIME	
+10 seg	La reversa.		COP/PF	
+12 seg		FIRE BELL	«ENGINE OIL» «ENGINE OIL»	
+15 seg	Vale, vale, vale, avión.		«ENGINE OIL»	COP/PF
+18 seg	Vale, vale, vale, no pasa nada.		«ENGINE OIL» «ENGINE OIL»	COP/PF
+19 seg	No, no, no toques eso, no toques eso.		«ENGINE OIL»	COP/PF
+22 seg			«ENGINE OIL»	

Tiempo desde fallo	Contenido	Origen/función
+23 seg	Perdón, perdona ¿me confirmas motor derecho lo corto?	COP/PF
	Córtalo.	CTE/PNF
	Derecho ¿vale?	COP/PF
	Córtalo, córtalo.	CTE/PNF
+32 seg (7 figura 2)	Barcelona AN8174 declaramos emergencia necesitamos volver inmediatamente al campo hemos tenido un fallo en el motor izquierdo.	COP/PF
+40 seg	¿Vuelas tú o qué?	COP/PF
+40 seg	8174 copiado ¿por qué? ¿Cómo desea volar de nuevo al campo?	ATC
+46 seg	Pues lo más directo al campo, por favor, AN vector hemos tenido un fallo en el motor.	COP/PF
+50 seg	Confirmado.	CTE/PNF
	Confirmado.	COP/PF
+53 seg	Vale izquierdo confirmado ¿me confirmas?	COP/PF
+56 seg	(ininteligible) Engine FIRE.	COP/PF
	¿Vale?	COP/PF
	Comunica ¿eh?	COP/PF
	O Gerona.	COP/PF
+73 seg	Cojo yo el mando.	CTE/PF
	8174 si puede por su izquierda en rumbo 330.	ATC
	Vale habla, comunica.	COP/PNF
	Por la izquierda en rumbo 330 AN 8174.	CTE/PF
+78 seg (8 figura 2)	Disparo botella ¿eh? Disparo la botella.	COP/PNF
	8174 autorizado a nivel de vuelo 140, corrección 160.	ATC
+87 seg	El motor está cortado. El fuel flow está a cero. Para 160 si.	COP/PNF
	Para 160 AN 8174. Vale ha sido una emergencia, bajo el morro para 140.	CTE/PF
+100 seg	Disparo la otra botella ¿eh?	COP/PNF
	Vale ¿se apaga?	CTE/PF

Tabla 1. Comunicaciones en cabina: aparición del fallo y procedimiento de fuego

1.6. Investigación sobre el motor

Tras el incidente se pudo observar que se había desprendido un álabe de fan. El desprendimiento fue contenido y los restos del álabe se encontraron empotrados en la

carena del fan. Los capós superior e inferior de fan («upper and lower access cowls») se habían perdido en vuelo y no se recuperaron.

Había daños cuantiosos por fuego en el compartimento de accesorios, sobre todo en el lado izquierdo en la zona de la bomba y control de combustible. Las líneas de combustible, aceite y eléctricas estaban dañados por el fuego.

La línea de cabeza del sistema de geometría variable (VG head line), que une los actuadores de los álabes de geometría variable con la unidad de control de combustible (MFC), estaba desprendida de ésta y goteaba combustible. El codo rígido de unión de la línea con la MFC estaba instalado 90° girado de su posición correcta.

El bulón izquierdo (posición 9:00) de fijación de la caja de accesorios AGB estaba fracturado y la caja colgaba del cable de la fijación secundaria. Las otras dos fijaciones estaban dañadas con un pequeño desplazamiento del bulón derecho (posición 3:00). Los daños producidos en los soportes de la AGB permitieron que la caja se moviera e impactara con otros elementos del motor. Se había producido una grieta en su carcasa cerca de la fijación de la posición 6:00 por donde se observaron depósitos y restos de aceite. En esa zona no se apreciaron indicios de fuego o sobretemperatura.

La válvula de aire («air valve starter») del sistema de arranque del motor estaba separada de su entrada.

El sistema de control de la palanca de potencia presentaba un cierto movimiento. En la unión con la MFC se detectó $\pm 1,3^\circ$ de holgura. Uno de los tres tornillos de sujeción de la caja de transmisión de la palanca de potencia había desaparecido, otro se encontró suelto pero todavía en su posición y el inferior derecho se encontró instalado correctamente.

Se habían fracturado los 84 tornillos de unión del cárter de transición de la turbina de alta a la de baja (HPT transition case to LPT case flange). La mayor parte de los tornillos se encontraron en la parte inferior del núcleo del motor. El análisis metalúrgico de estos tornillos indicó que el material cumplía con las especificaciones de diseño y no mostraban indicios de roturas por fatiga o daños previos.

La rotura de estos tornillos había provocado una rotación de todo el módulo de turbina de baja presión (LPT stator case) en sentido contrario al reloj, de acuerdo a la posición en que se encontró uno de los drenajes (C sump). Esta primera rotación se produjo inmediatamente después de separarse el álabes del fan y produjo una primera perforación en las carenas del tubo de escape («exhaust nozzle fairing»). Más adelante en el tiempo, se volvió a producir un segundo giro de 180° en sentido antihorario del módulo de baja presión (LPT stator case) que generó la aparición de la segunda perforación diametralmente opuesta a la primera y alineada con la ventana de explosión («blow out door»).

Las cuatro salidas de ventilación del compartimento de accesorios presentaban marcas externas por fuego, siendo los mayores daños (en términos de falta de material) los de la salida situada a las 8:00 que se había perforado. Entre las posiciones 8:00 y 10:00 se había producido una brecha en el sello cortafuegos y había marcas de fuego delante y detrás de él. Los drenajes situados en la parte inferior del capó del motor tenían restos de aceite y carbonilla.

El tubo de escape, salvo algunas decoloraciones, y la turbina de baja presión no tenían daños.

Se comprobó que se había pulsado el botón ENG FIRE PUSH del motor izquierdo y que las dos botellas extintoras estaban descargadas.

1.6.1. *Desprendimiento del álabe del fan*

El álabe desprendido del motor izquierdo de la aeronave EC-IJF fue identificado como el undécimo de un total de 28 que componen el conjunto del fan. El álabe, con P/N 6018T30P14 es una pieza de vida limitada a 18.000 ciclos (CSN). El que falló, con S/N MAE35246, fue fabricado por Teleflex (Méjico) en junio de 2002 e instalado en el motor en su fabricación, por lo que contaba en el momento del incidente con los mismos ciclos (8.899 CSN) que el motor. Junto con Teleflex, existen otros tres fabricantes de álabes para los motores CF34-1 y CF34-3 de GE. De los 28 álabes de fan de este motor, 26 fueron fabricados por Teleflex y 2 por otro proveedor.

El desprendimiento del álabe se había producido por la rotura de las orejetas que lo mantienen unido al disco del fan (figura 6) a causa de una grieta de fatiga («dwell-time fatigue»). El punto de origen se encontró en la orejeta intermedia y desde ahí se había propagado por fatiga. Además, las orejetas delantera y trasera presentaban roturas por sobrecargas a tracción. El trozo principal del perno fracturado, que se recogió incrustado en el carenado, mostraba rotura por cizalladura sin evidencias de fatiga ni defectos de material.

Los análisis metalúrgicos y fractográficos permitieron detectar en las superficies del taladro de la orejeta intermedia, la presencia de defectos en la metalografía y en la forja de la pieza que disminuían sus propiedades de resistencia a la fatiga. Se observaron, en concreto, franjas extensas de «colonias alfa² alineadas» cuyos granos estaban orientados de forma desfavorable al principal eje de esfuerzos. En el álabe desprendido, la presencia de estas colonias había dado origen a la incubación de las grietas de fatiga. La composición del material con el que estaba fabricado el álabe cumplía con las especificaciones de diseño y no mostraba enriquecimiento con oxígeno o nitrógeno.

² El titanio a baja temperatura presenta una estructura cristalina hexagonal compacta, llamada alfa o fase alfa. Dependiendo del proceso térmico y mecánico de fabricación de la aleación, la orientación de los granos alfa puede ser más o menos aleatoria. Cuando en una región los granos alfa tienen una orientación similar, a esta región se la conoce como colonia alfa. El tamaño y alineación de las colonias es muy importante porque afecta a las características del material de tal forma que cuanto más pequeñas y menos alineadas estén las colonias, mejor es el comportamiento del material. El proceso de fabricación es el que modifica el tamaño de estas colonias.

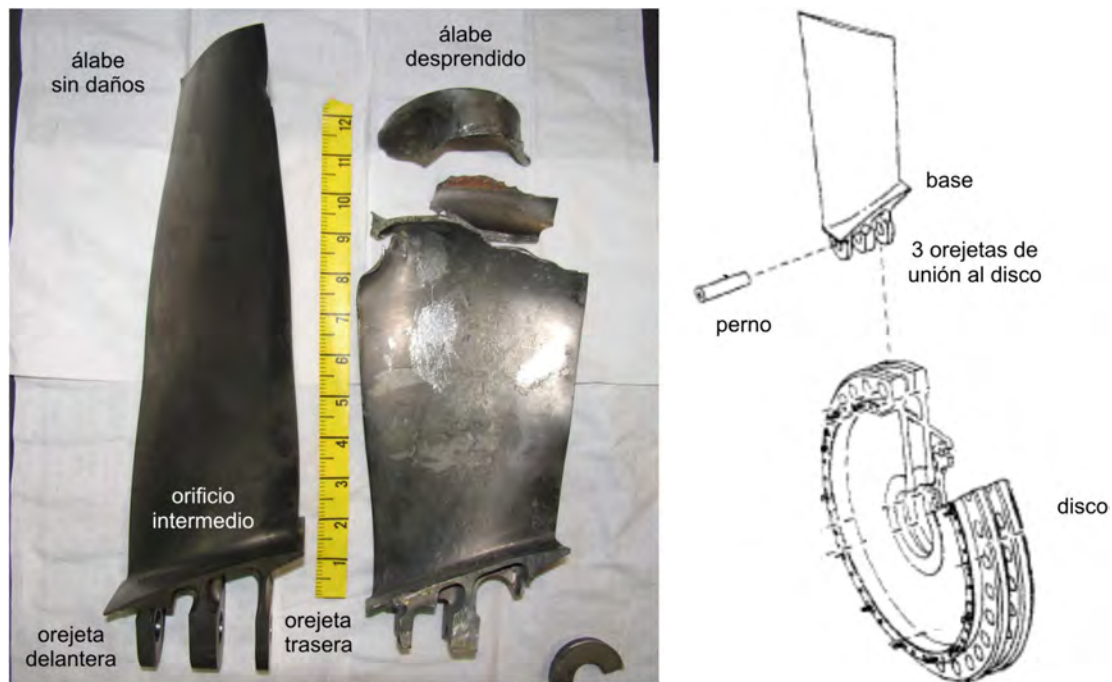


Figura 6. Álabe número 11 desprendido

Para la fabricación de los álabes, en general, se parte de trozos de barras de laminados o desbastes de titanio de sección entre 2 y 3,5 pulgadas de anchura. Durante la revisión de los procesos de fabricación de los álabes, de los cuatro suministradores de General Electric, se comprobó que el fabricante Teleflex utilizaba materia prima del mayor calibre, que usaba las temperaturas de forja más altas (con unas diferencias de hasta 37,7 °C respecto de otros fabricantes) y que la composición química del material mostraba los contenidos de aluminio más elevados.

Para la detección de álabes que pudieran estar afectados, se necesita hacer ensayos destructivos en los que hay que seccionar el álabe.

En la misma zona de inicio de la grieta se detectó la presencia de una capa en la que el grano estaba deformado y que General Electric atribuyó a un defecto de afilado de las herramientas utilizadas. Se comprobó que en los procesos de mecanización y escariado de los taladros de las orejetas no estaba especificada la periodicidad de la sustitución de las herramientas con las que se realizaba ese trabajo.

1.6.2. *Desprendimiento de la línea de cabeza de la geometría variable (VG head line)*

La línea de cabeza de la geometría variable es una manguera flexible de combustible que se une a la unidad de control de combustible (MFC) a través de un codo rígido. Este codo estaba instalado en una posición errónea. Su posición teórica era vertical hacia

abajo y sin embargo se encontró orientado radialmente hacia fuera del motor. Los esquemas de los manuales de mantenimiento e IPC muestran un trazado de esta línea en su posición teórica correcta aunque en los textos correspondientes no se especifica nada al respecto.

En cuanto a las fijaciones de la línea en su recorrido por el costado del motor se observó que faltaba una brida. Dicha brida figura en los IPC CF45-3B IPC SEI 779 Rev 35 y CF34-3B1 IPC SEI775 Rev 39 pero no en los dibujos de fabricación CF 34-3B/B1 engine drawing 6089T11. Este error fue subsanado tras detectarse a raíz del incidente.

Por otro lado se hizo constar que el codo estaba firmemente apretado a la MFC, lo que evidencia que fue instalada en esa exacta posición y hace rechazar cualquier hipótesis de que se hubiera movido en el propio evento por la acción de un tirón de la manguera. No se descubrieron otros defectos como marcas, ovalizaciones o deformaciones del propio codo indicativas de una situación de tracción de la manguera. La manguera flexible tampoco mostraba ningún signo de haber estado sometida a tracción, torsión o flexión.

Se realizaron ensayos por General Electric en Smith Tubular Systems con objeto de reproducir las condiciones de desprendimiento de la línea de cabeza. Se probó la manguera a tracción mecánica y en una situación de sobrepresión interna del combustible. Las pruebas de tracción no fueron concluyentes en cuanto al origen del fallo de la manguera. Las mangueras eran capaces de absorber una tracción considerable sin romperse y sin que se produjeran fugas, pero esas sollicitaciones eran estáticas y podían no representar las cargas de choque del evento. Se descartó el desprendimiento de la manguera por una sobrepresión interna de combustible ya que trabaja normalmente a una presión muy inferior a la que es capaz de soportar. La prueba de presión de la manguera es una prueba estática. General Electric mantiene que la causa más probable del fallo de la línea fue una carga repentina (shock impact load) que arrancó la manguera y su collarín del codo dañando sólo la tubería interna de teflón y que fue el origen del fuego.

Las conclusiones del laboratorio de materiales del NTSB es que la manguera se desprendió del codo por haber estado sometida a un fuego previo que produjo el debilitamiento por calor de la camisa interna de teflón o collarín y que permitió su separación bajo cargas mínimas.

1.7. Información sobre organización y gestión

1.7.1. Procedimiento de fuego en un motor

El Manual de Vuelo de la aeronave incluye el procedimiento a seguir en el caso de producirse en vuelo fuego en un motor. El procedimiento incluye 6 pasos que la tripulación debe saber de memoria (memory items) y que debe ejecutar inmediatamente

con una altura suficiente. Un séptimo y último punto del procedimiento enlaza con el procedimiento de «parada de un motor en vuelo» (incluido en el Anexo II). El procedimiento de parada de motor en vuelo, en caso de fallo de motor, termina con una llamada al procedimiento de «aproximación y aterrizaje con un solo motor» (incluido en el Anexo II).

L or R ENG FIRE or Severe Engine Damage (In Flight)

At a safe altitude, affected engine:

- | | |
|----------------------------------|----------------------|
| (1) Thrust lever | Confirm and IDLE |
| (2) Thrust lever | Confirm and SHUT OFF |
| (3) ENG FIRE PUSH switch | Confirm and select |
| (4) FUEL BOOST PUMP switch | Confirm and off |

After 10 seconds and fire warning persists:

- | | |
|---|----------------------|
| (5) Affected engine BOTTLE switch | Select, to discharge |
|---|----------------------|

After another 30 seconds and fire warning still persists:

- | | |
|--------------------------------------|----------------------|
| (6) Other engine BOTTLE switch | Select, to discharge |
|--------------------------------------|----------------------|

- | | |
|--|------------|
| (7) Single Engine Procedures In-Flight Engine Shutdown | Accomplish |
|--|------------|

La ejecución de este procedimiento tiene como objetivo detener el suministro de combustible del motor a los inyectores y detener el flujo de combustible al motor y, si fuese necesario, descargar productos extintores al compartimento anterior del núcleo del motor (zona A). El corte del combustible se consigue de dos maneras, por un lado, actuando sobre la unidad de control de combustible (MFC) a través de la palanca de potencia y, por otro, cerrando la línea de alimentación desde los tanques al motor. La palanca de potencia sobre la que actúa la tripulación está conectada mediante cables a la caja de transmisión de la palanca de potencia, situada encima del motor, y desde ésta, mediante una varilla, a la MFC. El ajuste entre estos elementos para las funciones de ralentí, máxima potencia, empuje de reversa y corte del combustible, permite que cuando desde cabina la palanca de potencia se coloque en la posición de SHUT OFF (paso 2 del procedimiento), este movimiento se transmita hasta la unidad de control de combustible y no permita el suministro de combustible a los inyectores. El segundo modo de cortar el acceso de combustible al motor es mediante las válvulas de corte (SOV) que, situadas en el cajón central entre los planos, interrumpen el suministro de combustible desde los tanques antes de la entrada al motor. Estas válvulas están controladas desde cabina a través del interruptor ENGINE FIRE PUSH (paso 3 del procedimiento).

1.7.2. Pautas de actuación en situaciones de emergencia

El Manual de Referencia del Piloto (PRH) de la compañía define, entre otras, las siguientes pautas generales de actuación en situaciones anormales y de emergencia (capítulo 2.2.A y 2.2.D):

- Tras producirse un fallo de motor en vuelo, el piloto a los mandos (PF) debe centrarse en volar la aeronave y llevar las comunicaciones y el piloto no a los mandos (PNF) debe ejecutar las listas de emergencia.
- La naturaleza del fallo debe ser identificada claramente por cualquiera de los pilotos.
- La secuencia a seguir en la ejecución del procedimiento comienza por los puntos memorizados (memory ítems) que deben realizarse de forma inmediata sin recurrir a la lectura de las listas de chequeo. A continuación se deben ejecutar las listas de chequeo de operación anormal o de emergencia del manual de referencia rápida. Por último, las listas de chequeo normales.
- Es esencial la confirmación cruzada, y una estricta disciplina y coordinación entre la tripulación.
- Se debe conectar el piloto automático tan pronto como sea posible siempre que la altitud sea superior a 600 ft sobre el terreno.

La notificación de una situación de socorro a los servicios de control debe realizarse, según establece el Reglamento de la Circulación Aérea (apartados 10.5.3.1.1, 10.5.3.1.2 y 10.5.3.2.1.1), mediante la utilización del término «mayday», preferiblemente tres veces, encabezando la comunicación.

1.8. Información adicional

1.8.1. *Declaraciones*

En su declaración el comandante indicó que cuando se hicieron cargo de la aeronave, la tripulación previa, con la que coincidieron personalmente, no les informó de que hubiera ningún problema técnico. Tras el despegue, los primeros 15 minutos de vuelo transcurrieron con normalidad. Se encontraban en una zona con una atmósfera estable sin turbulencia y volaban con el piloto automático, seleccionado en el lado del copiloto. Sin previo aviso, se produjo una explosión acompañada de vibraciones fuertes y rítmicas. Inmediatamente después se les encendió el aviso de despliegue de la reversa y fuego en el motor izquierdo. Ni el comandante ni el copiloto recuerdan con total seguridad que la posición de la palanca de potencia del motor izquierdo estuviese en IDLE ni que retrasaran la palanca de potencia desde IDLE a SHUTOFF. Respecto al aviso de la reversa, no notó ningún movimiento de guiñada, por lo que consideró que no correspondía a un despliegue real. Se centraron en el aviso de fuego y descargaron las dos botellas. Sin embargo, el aviso de fuego no desapareció y se mantuvo encendido hasta segundos antes de aterrizar. En una declaración posterior, el comandante aclaró que cuando apareció el aviso de fuego, colocó la mano sobre la palanca de gases del motor derecho para protegerlo y evitar posibles actuaciones sobre el motor «sano».

Cuando ocurrió la emergencia, el copiloto era el piloto a los mandos pero decidió tomar los mandos de la aeronave y desconectar el piloto automático. La meteorología durante

el trayecto de regreso a Barcelona fue buena y tenían a la vista las luces del aeropuerto. No intentaron ningún reencendido del motor.

Tras el aterrizaje, y teniendo en cuenta que el aviso de fuego había desaparecido, decidió no detener el avión en la pista y realizar la evacuación en la calle de rodaje GA. Los servicios de extinción de incendios ya estaban esperando y cuando salió de la aeronave se estaba aplicando espuma ignífuga al motor.

La declaración y entrevista al copiloto no aportó datos adicionales. Ambos, comandante y copiloto, coincidieron en que las instrucciones de ATC no respondieron a sus expectativas de obtener vectores, sino que por el contrario, fueron largas y con referencias a maniobras estándar.

1.8.2. *Casos similares de desprendimiento de álabes del fan*

El incidente de la aeronave EC-IJF fue el primer caso de desprendimiento de un álabe del fan en un motor CF34-1/-3. El segundo caso se produjo el 24 de mayo de 2007. El álabe desprendido había sido fabricado por Teleflex y tenía 4.717 ciclos y 5.845 h de operación. La aeronave con matrícula N933EV era de la compañía Atlantic Southeast Airlines y volaba desde Siracusa a Atlanta, a 23.000 ft, cuando la tripulación notó una explosión y vibraciones en el motor derecho. Apagaron el motor, declararon emergencia y aterrizaron con un solo motor sin incidencias. El desprendimiento del álabe fue contenido y no se produjo fuego. Se desprendieron los capós superior e inferior de motor y se separó la unión del cárter de transición de la turbina de alta con la de baja.

1.8.3. *Recomendaciones emitidas por el NTSB*

Como consecuencia de las investigaciones de los incidentes ocurridos a las aeronaves EC-IJF y N933EV, el organismo de investigación de accidentes americano NTSB (National Transportation Safety Board) emitió con fecha del 5 de marzo de 2008 siete recomendaciones de seguridad (anexo I).

La autoridad de aviación civil americana, FAA (Federal Aviation Administration) emitió las Directivas de Aeronavegabilidad 2009-24-11 y 2010-01-04 para la inspección de los álabes del fan y de la instalación de la línea de cabeza de la geometría variable de los motores CF34-1A, CF34-3A y CF34-3B.

Como resultado de sus investigaciones internas y teniendo en cuenta las inspecciones realizadas a sus suministradores, General Electric adoptó medidas dirigidas a reducir el contenido de aluminio en el material con el que se fabrican los álabes y a controlar el desgaste y reemplazo de las herramientas con las que se realizan las orejetas que unen el álabe al disco del fan.

2. ANÁLISIS

En vuelo con destino a Basilea y después de 22 minutos de operación y 14 minutos de vuelo, el motor izquierdo CF34-3B1 de la aeronave EC-IJF sufrió un fallo general de forma repentina e inesperada. Se desprendió un álabe del fan y produjo la separación y rotación del módulo de turbina de baja presión entre otros daños secundarios. El motor se incendió y el fuego, no contenido por los capós y carenas, se mantuvo en vuelo durante 9 minutos y 40 segundos hasta que se apagó tres minutos antes del aterrizaje.

2.1. Aspectos técnicos del fallo del motor izquierdo

2.1.1. Descripción del probable mecanismo de fallo

Se ha establecido la siguiente secuencia probable de aparición de roturas en el motor:

- Aparición del fallo:
 - Rotura del álabe.
 - Vibraciones que afectaron a los capós del fan y al desbloqueo de reversa (+1 segundo).
- Inmediatamente después del fallo:
 - Rotura de los 84 tornillos y primer giro del módulo de LPT y elementos asociados. Rotura de líneas de aceite.
 - Daños en la AGB y en los tornillos de sujeción de la caja de transmisión de la palanca de potencia («throttle gearbox»).
 - Pérdida de aceite (+3 segundos).
- Incendio (+7 segundos) y rotura de la línea de cabeza de la geometría variable (VG head line).
- Segundo giro del módulo de LPT.

Aparición del fallo

El fallo general del motor se inició con el desprendimiento del álabe número 11 del fan debido a una grieta de fatiga («dwell time fatigue»). Esta separación provocó un importante desequilibrio másico que produjeron vibraciones altas de N1.

Estas vibraciones causaron el desprendimiento de los capós de fan y afectaron a los interruptores de desbloqueo y despliegue de la reversa. Apareció en el EICAS el aviso de

reversa desbloqueada al segundo, sin que llegara a desplegarse en ningún momento (el avión no guiñó ni generó ningún aviso de reversa desplegada). Es posible que las vibraciones forzadas por el motor se transmitieran a la cabina del avión y afectaran al detector de humo del lavabo, que disparó la alarma, y a los acelerómetros en pozo de tren que marcaron $-1,32$ g.

Inmediatamente después del fallo

La pérdida de revoluciones del eje de baja, conservando todavía el de alta su inercia, provocó el «stall» del compresor y el bloqueo del flujo en la turbina de baja. El aumento de presión delante de los álabes guía del primer escalón de la turbina de baja hizo reventar el motor rompiendo los 84 tornillos de la unión del cárter de transición, es decir, como una reacción a la parada instantánea del fan en el momento en que el álabe se desprendió. El rotor de la turbina de baja gira entre los estatores de baja que son solidarios al cárter de la turbina de baja, la tobera de salida y su carenado. Por eso, una vez rotos los tornillos de unión, como reacción a los gases que pasaban por el rotor de baja, el cárter de la turbina de baja y la tobera de salida giraron en sentido antihorario. En este giro se fracturó la línea de suministro de aceite de los cojinetes 6 y 7.

La caja de accesorios se vio afectada también por las vibraciones producidas tras la rotura del fan. Sus soportes sufrieron daños estructurales, se produjo una grieta por la que se perdió aceite y además la caja entera sufrió un desplazamiento de su posición. El desequilibrio en el fan y el desplazamiento de la AGB pudieron afectar al asiento de la caja de la palanca de potencia. La holgura en el asiento de la caja de transmisión de la palanca de potencia pudo modificar la posición de los topes de la palanca de potencia y afectar a la capacidad de corte de combustible al motor.

Las pérdidas de aceite a través de la rotura de la caja de accesorios y la separación de las líneas de suministro de los cojinetes 6 y 7 activaron el aviso en cabina de baja presión de aceite a los 3 segundos.

Incendio y rotura de la VG head line

Después de la rotura de la caja de accesorios y del primer giro del módulo de la turbina de baja presión se inició un incendio en el compartimento anterior del núcleo del motor. Este incendio generó un aviso de fuego a los 7 segundos de la rotura del álabe. La zona de mayor intensidad del incendio fue la del costado izquierdo del motor entre las 6:00 y las 8:00. No se ha podido determinar con exactitud el origen del fuego debido a la intensidad de los daños producidos después de más de 9 minutos de duración.

Una vez iniciado el fuego, el aumento de la presión interna en el compartimento aumentó hasta abrir la ventana de explosión. El fuego abrió una brecha en el sello del mamparo

cortafuegos por la que pasó hacia el compartimento trasero y, como consecuencia, se produjo la primera perforación en la carena del tubo de escape (figura 1).

Como uno de los factores de influencia en el incendio se encuentra el hecho de que la línea VG head line se desprendió de la unidad de control de combustible expulsando combustible justo en la zona principal del incendio. A este respecto, existen diferentes opiniones sobre si el desprendimiento de esta línea fue el origen del fuego o contribuyó a un fuego ya existente.

Desde el punto de vista de General Electric, la rotura de la manguera fue el origen del fuego y se produjo por un tirón repentino de la manguera al desplazarse la MFC arrastrada por el desplazamiento de la AGB. La diferente posición de montaje del codo y la ausencia de una brida de fijación habrían ocasionado la reducción de la holgura de la manguera prevista en diseño. Sin embargo, no se han encontrado indicios de daños por esfuerzos mecánicos ni en la manguera ni en el codo que avalen un posible fallo inicial de la manguera a tracción, salvo unas alusiones a los efectos de unas cargas repentinas («shock impact load») distintos de los que cabe esperar de la aplicación de cargas estáticas.

Por otra parte, los daños en la camisa interna de teflón o collarín de la manguera son el resultado de un sobrecalentamiento de la misma. Esto indica que el desprendimiento de la línea VG head line se produjo después de declararse el incendio, y contribuyó al mismo, pero no fue origen del mismo. En este sentido, la corriente de aire de refrigeración dentro del compartimento arrastraría las llamas hacia atrás y el punto de alimentación del incendio debería estar en una zona más adelantada y más baja que en la que se encuentra el codo de la VG head line.

En definitiva, se considera que la causa más probable del desprendimiento de la línea VG head line fue un sobrecalentamiento por haber estado sometida a un fuego previo que se generó y desarrolló en 7 segundos y del que se desconoce el punto de origen. Se descarta que el mal montaje del codo y la manguera de la VG head line hubiesen sido la causa del desprendimiento de dicha línea.

Segundo giro del módulo de LPT

En último lugar, se produjo una segunda rotación del módulo de LPT y la carena de la tobera de escape de 180° en sentido antihorario, quedando en la posición en la que se encontró tras el incidente. Este segundo giro se produjo, al igual que el primero, como reacción al giro del rotor de la turbina de baja y probablemente tuvo lugar cuando el motor se revolucionó tras la desconexión del piloto automático (N1 cercano al 30% y velocidad de 314 kt) con el picado de la aeronave aproximadamente 7 minutos después del fallo. Cuando se produjo este giro, el fuego seguía establecido en el compartimento posterior del motor y produjo la segunda perforación en la carena del tubo de escape alineada con la ventana de explosión (figura 1).

2.1.2. *Declaración del fuego*

La característica del fuego fue, a demás de su virulencia, su larga duración (9 minutos y 40 segundos). Los registros muestran que en menos de 3 segundos se había derramado gran parte del aceite del sistema, que contenía unos seis o siete litros, y que en 7 segundos el fuego estaba establecido, con temperaturas que hicieron saltar las alarmas de fuego.

Para que se produjera fuego se necesitaba aire, materia combustible y un foco caliente de ignición. El aire era en principio el aire de refrigeración del compartimento de motor y el material combustible el aceite derramado y el keroseno. Probablemente las roturas que desde un primer momento se produjeron en el motor, produjeron fugas de material combustible que se remansaron en los capós y carenas y que el giro del módulo de baja presión impidió su drenaje al exterior. La inflamación se produciría al contacto con superficies calientes (250 °C o superior) del cárter en la zona de combustión o, alternativamente, por contacto de la neblina de keroseno pulverizado con gases calientes, fuera del tubo de escape.

Una vez iniciado el fuego, las medidas para combatirlo a través del procedimiento de fuego en el motor no fueron eficaces ya que no se extinguió hasta después de 9 minutos. Según se identifica en el CVR, a los 16 segundos después de saltar la alarma de fuego (23 segundos desde la aparición del fallo) se procedió al corte del motor. En el FDR no se observó ninguna modificación en el caudal de combustible ya que era nulo desde los 3 segundos después de la rotura del álabe, con lo que no se tiene ningún otro medio de comprobar que efectivamente se llevó a cabo el corte del motor. La declaración de la tripulación tampoco confirma el corte del combustible al motor en los primeros momentos ya que no recuerdan haber retrasado la palanca de potencia ni la posición de ésta cuando apareció la emergencia. Con la palanca en IDLE el flujo de combustible es mínimo de tal forma que el valor indicado es de 0 pph, es posible que la tripulación pudiera ver el flujo de combustible a 0 y pensar que la palanca estaba en la posición de corte del motor. Los daños estructurales que se produjeron desde un primer momento afectaron a la integridad de la caja de transmisión de la palanca de potencia por lo que existe la posibilidad de que aunque el motor se cortara en cabina, esta acción no se hiciera efectiva en el motor. A los 43, 46 y 49 segundos de la alarma de fuego se oyen en cabina conversaciones que hacen referencia a las tareas (3) y (4) del procedimiento pero sin poder confirmarlo completamente. La siguiente acción constatada para combatir el fuego y que debió asegurar el corte de combustible fue a los 71 segundos (78 desde el fallo) en el que se anunció la descarga de la primera botella y para lo cual la válvula de corte en los planos (SOV) se cierra. Esto supone un periodo de tiempo entre 16 y 71 segundos después de saltar la alarma de fuego en los que no se asegura que no existiera suministro de combustible al motor. Hay que señalar que el copiloto informó del cierre de la SOV un minuto antes de desaparecer el aviso de fuego, es decir, más de 9 minutos después del inicio del fuego y mucho más tarde de la descarga de las botellas con las que esta válvula se cierra.

Además de las brechas producidas por el fuego y los daños estructurales en el motor, se considera la posibilidad de que el corte de combustible desde cabina no se hiciese de forma efectiva en los primeros momentos del evento, permitiendo que el fuego se mantuviese activo hasta 3 minutos antes del aterrizaje.

2.1.3. *Análisis de los fallos de material y recomendaciones emitidas*

Desprendimiento de un álabe de fan. Se trata de un fallo previsto en la certificación del motor que según la normativa debe ser contenido, como ocurrió en este caso, por las carcasas y carenas del motor. Las investigaciones de General Electric han demostrado la incidencia de los procesos de fabricación de un determinado fabricante en la disminución de las propiedades de resistencia a la fatiga («dwell-time fatigue») de una cierta población de álabes.

Como la detección de los álabes afectados por estos defectos de fabricación requiere la realización de ensayos destructivos, han sido emitidas dos recomendaciones de seguridad por el NTSB (A-08-04 y A-08-05) con objeto de mejorar la seguridad.

Daños que afectan a la integridad de la palanca de potencia. Existe la posibilidad de que la palanca de potencia del avión no fuera eficaz en la acción de cerrar el paso de combustible en el motor, a causa de la holgura que adquirió la caja de transmisión de la palanca de potencia. La consecuencia de este fallo sería la prolongación en el tiempo de una fuga de combustible. El NTSB ya ha emitido las recomendaciones A-08-03 y A-08-09.

Daños en la fijación e integridad de la caja de accesorios. Estaba prevista por diseño la fragilidad de los bulones de montaje de la caja de accesorios, por lo que no es preocupante, en sí, la rotura de uno de ellos y el fallo parcial de otro. Sin embargo, la sujeción secundaria no evitó que se produjera el agrietamiento de la carcasa de esa caja permitiendo la salida de un aceite eventualmente inflamable.

Rotura de una manguera de combustible del sistema de geometría variable. Se considera que la causa más probable de la rotura de esta línea fue un debilitamiento de la misma por haber estado sometida al fuego que se declaró en el compartimento anterior del motor. Como consecuencia de la investigación se detectaron fallos en las instrucciones de montaje de dicha línea que han sido contempladas en las recomendaciones del NTSB A-08-07 y A-08-08.

Desprendimiento en vuelo y caída de los capós de fan. Como el fallo del motor se produjo sobrevolando el Mediterráneo, la caída de las dos piezas voluminosas de los capós no tuvo consecuencias sobre la seguridad. Si bien es cierto que si esto hubiese ocurrido sobre áreas pobladas hubiese podido tener consecuencias más graves, el riesgo de daños a otras personas aparte de la aeronave es mínimo.

Fallo en la extinción del fuego. Las llamas no estuvieron contenidas por los capós del motor pero no afectaron a los soportes del motor ni a la célula del avión. La descarga de las dos botellas extintoras no logró la extinción del fuego declarado en el compartimento de accesorios del motor. En este caso, con fugas de combustible y aceite y grandes boquetes abiertos por el propio fuego en los capós, era imposible contener el fuego debido a la dispersión de los agentes ignífugos.

Desbloqueo de la reversa. El aviso de reversa izquierda desbloqueada se debió a los daños causados por el desprendimiento de los capós de fan en los microinterruptores con el sistema.

Avisos y alarmas. Se presentaron numerosos avisos acústicos y luminosos a la tripulación en el desarrollo de la emergencia. De ellos, respondieron a la realidad de lo que estaba ocurriendo en el motor izquierdo, los de reversa desbloqueada, baja presión de aceite y fuego en el motor. El aviso de humo en el lavabo fue el único que no se correspondió con la realidad.

2.2. Aspectos relacionados con la tripulación técnica

La situación a la que se enfrentó la tripulación fue compleja por la acumulación y persistencia de avisos en cabina. En 7 segundos, y sin ningún tipo de indicio previo, aparecieron avisos relacionados con la reversa, aceite y fuego en el motor izquierdo y durante más de 9 minutos el fuego se mantuvo en vuelo. A pesar de las puntualizaciones que se explican a continuación, la resolución de todas las emergencias fue satisfactoria y sin consecuencias para el pasaje.

Los 22 primeros segundos, con unos avisos superponiéndose a otros, se oyó al copiloto identificar el fallo de la reversa e indicarle al comandante que no tocara la palanca de potencia del motor derecho, según aclaraciones posteriores. El comandante, a pesar de no realizar ninguna comunicación verbal durante la aparición de la emergencia, estaba tomando medidas para proteger el motor «sano». Esta iniciativa de salvaguardar con la mano la palanca se puede considerar como una buena práctica preventiva, pero al no responder a ninguna de las directrices del operador desconcertó al copiloto que, por el contrario, pensó que iba a cortarlo.

Inmediatamente después de acallar los avisos el copiloto inició el procedimiento de fuego, que sería ejecutado por él. Habían transcurrido 23 segundos desde el fallo general y 16 desde la aparición del aviso de fuego. Si bien no hubo identificación verbal de la naturaleza de la emergencia ni del procedimiento que iban a iniciar, se priorizaron y valoraron adecuadamente, tanto por el comandante como por el copiloto, las emergencias y, a pesar de una serie de confirmaciones erróneas sobre el motor a cortar, las acciones se realizaron sobre el motor correcto.

El copiloto, a los mandos en ese momento, además de iniciar el procedimiento de emergencia llevó las comunicaciones con ATC. Esta sobrecarga de tareas inicial llevó a un cambio de funciones durante el procedimiento de emergencia en que el piloto a los mandos pasó a ser el comandante. Durante el vuelo se volvería a producir un traspaso de funciones en lo que a las comunicaciones se refiere, pasando del comandante al copiloto en varias ocasiones. Teniendo en cuenta el reparto de funciones que establece la compañía en este tipo de situaciones, el copiloto debería haberse centrado en volar y llevar las comunicaciones mientras que el comandante se habría encargado de combatir la emergencia.

La desconexión del piloto automático no se considera una práctica adecuada en estas situaciones. Por el contrario, la utilización de automatismos, como el piloto automático, se recomienda en las emergencias.

La aparición de los avisos de «TOO LOW TERRAIN» indica que el punto (5) del procedimiento de aterrizaje con un solo motor no se ejecutó. Las condiciones de visibilidad eran buenas por lo que ninguno de los dos pilotos tomó ninguna acción ni comentó nada. En otras condiciones más desfavorables, este aviso hubiese llevado a una maniobra de aproximación frustrada que hubiese resultado innecesaria.

De menor importancia, y en cuanto a la notificación de la emergencia, no se utilizó el término «mayday» que establece el Reglamento de la Circulación Aérea. En este caso no tuvo ninguna consecuencia ya que se les dio prioridad para el aterrizaje, pero en otras circunstancias como aeropuertos y tripulaciones extranjeros o con mayor tráfico, pudiese no haber quedado tan claro para el resto de aeronaves la prioridad que requería su situación. La decisión de regresar a Barcelona se considera adecuada dada la proximidad en distancia (era el aeropuerto más cercano aunque con poca diferencia) y los medios y capacidades de este aeropuerto con respecto al resto.

La coordinación e información proporcionada a las TCP y a ATC sobre la evacuación fue completa y precisa, insistiendo sobre el lado de la evacuación.

El vuelo del incidente era el primero del día por lo que no se contempla el cansancio como un factor a tener en cuenta en la actuación de la tripulación técnica.

2.3. Aspectos relacionados con el servicio ATC

Cuando ocurrió el fallo del motor, la aeronave estaba en comunicación con ATC en una frecuencia en la que notificó inmediatamente su situación de emergencia.

El servicio ATC fue rápido y eficaz en proporcionar y confirmar un rumbo de vuelta, que llevaba a la aeronave directamente al aeropuerto de Barcelona, en una aproximación larga directa y despejó el área de aproximación de otros tráficos concediendo prioridad

absoluta al vuelo en emergencia. Sin embargo, desde el punto de vista de la tripulación, y con la aeronave a demasiada altura y con procedimientos que realizar, las instrucciones de ATC haciendo referencia a maniobras VOR-DME fueron en algún momento demasiado largas (hasta 14 segundos) y contribuyeron a aumentar el nerviosismo de la tripulación, que requería vectores. En estas situaciones, la carga de trabajo en cabina de vuelo requiere instrucciones de control cortas y concisas.

La movilización de los servicios de emergencia en el aeropuerto de Barcelona fue coordinada por ATC correctamente sin producirse demoras en la atención de la aeronave tras su aterrizaje.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La aeronave contaba con todos los certificados y licencias válidas y en vigor.
- A los 14 minutos después del despegue de Barcelona se produjo el desprendimiento del álabe número 11 del fan del motor izquierdo.
- Se produjo un fuego en vuelo que, a pesar de la descarga de las dos botellas extintoras, duró durante 9 minutos y 40 segundos y se extinguió 3 minutos antes de la toma de contacto.
- El fuego se inició en el compartimento de accesorios del motor y se extendió a través del sello del mamparo cortafuegos hacia el compartimento posterior bajo la carena de tubo de escape.
- Las llamas abrieron dos grandes brechas en la carena de tubo de escape, dañaron la junta del mamparo cortafuegos y produjeron otras perforaciones en el capó superior de motor.
- El fuego no se transmitió al resto del avión.
- Los factores meteorológicos no fueron de influencia en el incidente.

Motor

- La separación del álabe se produjo por una disminución en las propiedades de resistencia a la fatiga («dwell-time fatigue») en la orejeta intermedia sobre la que se aloja el perno de unión del álabe a su disco.
- La disminución de las propiedades de resistencia a la fatiga se debió a la existencia de franjas de colonias alfa alineadas desfavorablemente en la estructura de titanio, a partir de las cuales la fractura se propagó por fatiga de bajos ciclos.
- El desprendimiento del álabe fue contenido en el cárter del fan. El importante desequilibrio en el fan originó diversos eventos secundarios:
 - Fractura de los 84 tornillos de unión del cárter de transición de la turbina de alta a la de baja («HPT transition case to LPT case flange»).

- Rotación y separación del modulo de LPT y todos sus elementos asociados.
 - Separación de la manguera de combustible de la línea de cabeza de la geometría variable («VG head line») en su unión a la MFC.
 - Desprendimiento y agrietamiento de la caja de accesorios.
 - Holguras en la caja de transmisión de la palanca de potencia.
 - Desprendimiento y caída de los capós de fan.
 - Desbloqueo de la reversa.
- Aunque sin efecto sobre el fallo, se descubrió un error de montaje del codo rígido que une la manguera flexible de la línea de cabeza de la geometría variable («VG head line») a la unidad de control de combustible (MFC) que puso de manifiesto diversas incongruencias en los documentos de montaje de esa pieza.

Tripulación

- Todos los miembros de la tripulación contaban con todas licencias y certificados válidos y en vigor.
- Comandante y copiloto llevaban volando los tres días anteriores al del incidente, y este vuelo era el primero que realizaban ese día.
- La valoración y priorización de los avisos en cabina se realizó de forma correcta y rápida.
- El procedimiento de fuego de motor en vuelo se inició a los 16 segundos de aparecer el aviso de fuego. La descarga de la primera botella extintora se produjo a los 71 segundos.
- La distribución de funciones en la emergencia entre los miembros de la tripulación no respondió a los criterios operacionales del operador.
- La aeronave aterrizó sin problemas, con un solo motor, en la pista 25R de Barcelona.
- La evacuación se realizó en la calle de salida rápida GA sin incidencias.

ATC

- ATC desvió los tráficos precedentes y posteriores para dar prioridad en el aterrizaje a la aeronave.
- Los servicios de bomberos fueron alertados y estaban preparados para ayudar a la evacuación.

3.2. Causas

El fallo del motor izquierdo de la aeronave EC-IJF fue causado por el desprendimiento de uno de los álabes del fan debido a grietas de fatiga («dwell-time fatigue») iniciadas en áreas con franjas de colonias alfa alineadas desfavorablemente en la microestructura de titanio generadas durante el proceso de fabricación del álabe.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Como consecuencia de las investigaciones de los incidentes ocurridos a las aeronaves EC-IJF y N933EV, el NTSB emitió siete recomendaciones de seguridad en relación con deficiencias de diseño y fabricación detectadas. Las recomendaciones de este informe afectan a los aspectos operacionales del incidente.

La situación a la que se enfrentó la tripulación de la aeronave EC-IJF fue muy crítica debido a la aparición prácticamente simultánea de avisos en cabina y a la persistencia, durante 9 minutos 40 segundos, de un aviso de fuego inextinguido en el motor izquierdo. A pesar de que la resolución de la emergencia fue satisfactoria, el análisis de la actuación de la tripulación ha permitido identificar algunos aspectos relacionados con la gestión de recursos de la tripulación sobre los que se considera necesario emitir una recomendación de seguridad.

REC 03/10. Se recomienda al operador Air Nostrum que refuerce la formación de sus tripulaciones técnicas en los siguientes aspectos:

- Liderazgo y técnicas de toma de decisiones sin precipitación en situaciones anómalas y de emergencia.
- Reparto de funciones entre miembros de la tripulación en situaciones anómalas y de emergencia.
- Pautas y procedimientos para la identificación, notificación y priorización de fallos en situaciones anómalas y de emergencia.
- La ejecución rigurosa de los procedimientos en situaciones anómalas y de emergencia para evitar introducir factores de desconcierto en el resto de miembros.
- El uso apropiado del nivel de automatismo en cada situación.
- La utilización de terminología estándar en situaciones anómalas y de emergencia.

ANEXO I
Recomendaciones emitidas por el NTSB A
U.S. Federal Aviation Administration
y Transport Canada

The National Transportation Safety Board recommends that Transport Canada (http://ntsb.gov/Recs/letters/2008/A08_3.pdf):

Require Bombardier to redesign the retention feature of the Canadair Regional Jet-100/-200 aircraft engine throttle gearbox to ensure that it can withstand the loads generated by a fan blade separation or similar event (A-08-03).

The National Transportation Safety Board recommends that the Federal Aviation administration (http://ntsb.gov/Recs/letters/2008/A08_4_9.pdf):

Require GE Aviation to define a reasonable maximum cycle limit below 4,717 cycles since new for Teleflex-manufactured CF34-1/-3 fan blades, considering the two failures and available data, and require that the blades be removed from service before that limit is exceeded (A-08-04).

Require GE Aviation to include dwell time fatigue testing in the CF34-1/-3 fan blade manufacturing process requirements to verify that any modified manufacturing process adequately reduces the possibility of the presence of aligned alpha colonies in the finished part (A-08-05).

Require GE Aviation to make modifications to the CF34-1/-3 engine design and ensure that an engine unbalance event will not cause the engine to catch fire (A-08-06).

Require GE Aviation to revise the CF34-1/-3 engine manual so that it clearly specifies the aft actuator rod³ hose elbow orientation and the requirement for adequate slack in the hose (A-08-07).

Require a one-time inspection of the aft actuator rod³ hoses installed on all CF34-1/-3 engines to ensure hose integrity during an unbalance event (A-08-08).

Require that all operators of Bombardier Canadair Regional Jet-100/-200 aircraft incorporate Bombardier's redesign of the engine throttle gearbox retention as recommended in Safety Recommendation A-08-03 (A-08-09).

³ Debido a un error de publicación, el texto de la recomendación hace referencia a la «rod hose» cuando debería decir «head hose».

ANEXO II
Procedimientos de parada del motor
en vuelo y aproximación y aterrizaje
con un solo motor

IN-FLIGHT ENGINE SHUTDOWN

Accomplish an engine shutdown only when flight conditions permit:

- (1) Affected thrust lever Confirm and IDLE
- (2) Affected thrust lever Confirm and SHUT OFF
- (3) 14th STAGE ISOL switch OPEN

If engine shutdown was not due to a hydraulic system high temperature condition:

- (4) Affected HYDRAULIC B pump on
 - If left engine shut down HYDRAULIC 1 switch ON
 - If right engine shut down HYDRAULIC 2 switch ON
- (5) Affected FUEL, BOOST PUMP switch Confirm and off
- (6) ANTI-ICE, LH or RH COWL switch Affected side OFF
- (7) APU (if available) (30,000 feet and below) Start
- (8) APU GEN switch ON
- (10) Fuel system Check
- Crossflow AUTO
- Quantity/Balance CHECK

Engine damage is suspected/intentional shutdown:

- (11) Land at the nearest suitable airport
- (12) Single Engine Approach and Landing procedure ... Accomplish

SINGLE ENGINE APPROACH AND LANDING

- (1) APU (if available) (30,000 feet and below) Start
- (2) APU GEN switch ON

Below 15,000 feet:

- (3) L and R PACKS ON
- (4) Go-around thrust reference Set

Airplanes with the EGPWS installed

- (5) GRND PROX, FLAP switch OVRD

Approach and landing:

- (6) Approach and landing flaps 20
- (7) Final approach speed Not less than $V_{ref (flaps 45^\circ)} + 12$ KIAS
- (8) Actual landing distance Increase by a factor of 1.25 (25%) for a flaps 20° landing without the use of reverse thrust

CAUTION

If required, use remaining thrust reverser carefully upon landing