

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL

Boletín Informativo

3/2010



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

3/2010



**GOBIERNO
DE ESPAÑA**

**MINISTERIO
DE FOMENTO**

SECRETARÍA DE ESTADO
DE TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-10-044-X
Depósito legal: M. 14.066-2002
Diseño y maquetación: Phoenix comunicación gráfica, S. L.

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

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

Índice

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

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

	<u>Referencia</u>	<u>Fecha</u>	<u>Matrícula</u>	<u>Aeronave</u>	<u>Lugar del suceso</u>	
(*)	IN-045/2006	27-07-2006	EC-IJF	Bombardier CRJ200 CL-600-2B19	29,8 NM al Este del Aeropuerto de Barcelona, FL 235	1
	A-048/2006	03-08-2006	EC-JKI	Air Tractor AT-802A	Embalse de Guadalest (Alicante)	35
(*)	A-053/2006	08-09-2006	A7-ABV	Airbus 300-600 (B4-622R)	Aeropuerto de Madrid-Barajas	45
	A-006/2010	03-04-2010	EC-HUV	Cessna 172N	Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)	73
	IN-016/2010	06-06-2010	EC-KYX	Piper PA-38-112	Aeródromo de Totana (Murcia)	81

ADENDA	89
---------------------	----

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

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.ciaiac.es>

Abreviaturas

00°	Grado(s)
00 °C	Grados centígrados
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AESA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
AGB	Caja de accesorios
AMM	Manual de mantenimiento de la aeronave
ARM	«Airworthiness Review Meeting»
ATC	Control de tránsito aéreo
ATPL	Piloto de transporte de línea aérea
BEA	Bureau d'Enquêtes d'Accidents (France)
BSCU	«Brake Steering Control Unit»
cm	Centímetro(s)
CMM	«Component Maintenance Manual»
CPL	Licencia de piloto comercial
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CRM	Gestión de recursos en cabina
CSN	Ciclos desde la fabricación
CSO	Ciclos desde la revisión general
CVR	Registrador de voz en cabina
DFDR	Registrador digital de datos de vuelo
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
DME	Equipo radiotelemétrico
ECAM	«Electronic Centralised Aircraft Monitoring»
EGPWS	Sistema de advertencia de proximidad al terreno
EICAS	Sistema de indicación del motor y de alerta a la tripulación
EPR	Relación de presiones en el motor
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FCOM	Manual de operaciones
FDR	Registrador de datos de vuelo
ft	Pie(s)
g	Aceleración de la gravedad
gal	Galón(es)
GMC	Control de movimientos en tierra («Ground Movement Control»)
GS	Velocidad respecto a tierra
h	Hora(s)
hPa	Hectopascal(es)
HPT	Turbina de alta presión
IR	Habilitación de vuelo instrumental
ITT	Temperatura entre turbinas
kg	Kilogramo(s)
KIAS	Nudos de velocidad indicada
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetros por hora
kt	Nudo(s)
l	Litro(s)
LH	Izquierda
LPT	Turbina de baja presión
m	Metro(s)
ME	Multimotores
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MFC	Unidad de control de combustible
MFP	Bomba de combustible
MHz	Megahertzio(s)
mm	Milímetro(s)
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue
N1	Velocidad del fan del motor

Abreviaturas

NM	Milla(s) náutica(s)
NTSB	National Transportation Safety Board
P/N	Número de parte
PF	Piloto a los mandos
PNF	Piloto no a los mandos
PPL(A)	Licencia de piloto privado de avión
PRH	Manual de referencia del piloto
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
RH	Derecha
rpm	Revoluciones por minuto
RTO	Aborto de despegue
S/N	Número de serie
SOV	«Shut off valve»
STC	Certificado tipo complementario
SW	Suroeste
TCP	Tripulantes de cabina de pasajeros
TOW	Peso al despegue
TSN	Tiempo desde la fabricación
TSO	Tiempo desde la revisión general
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VOR	Radiofaro omnidireccional de VHF
VG	Geometría variable
W	Oeste

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	Trasporte 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.

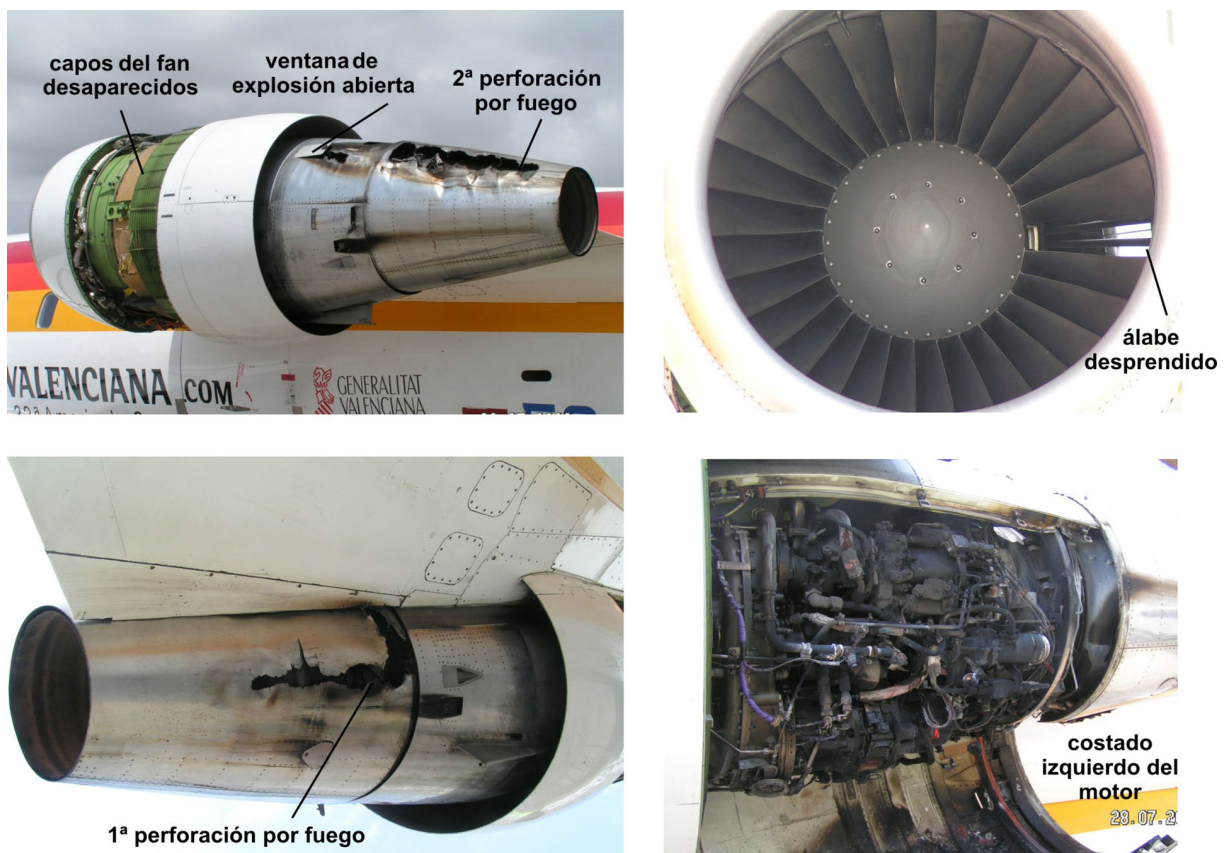


Figura 1. Motor izquierdo de la aeronave EC-IJF tras el incidente

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.

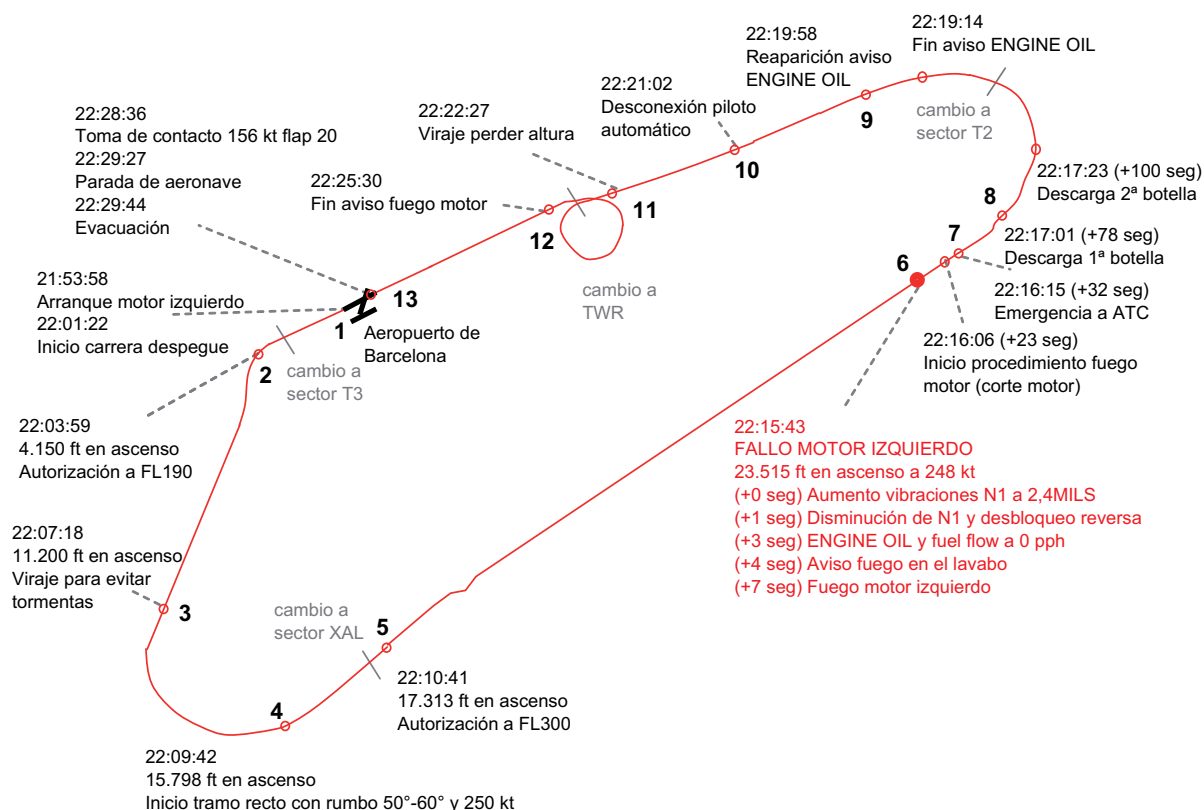


Figura 2. Vuelo completo: trayectoria

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.

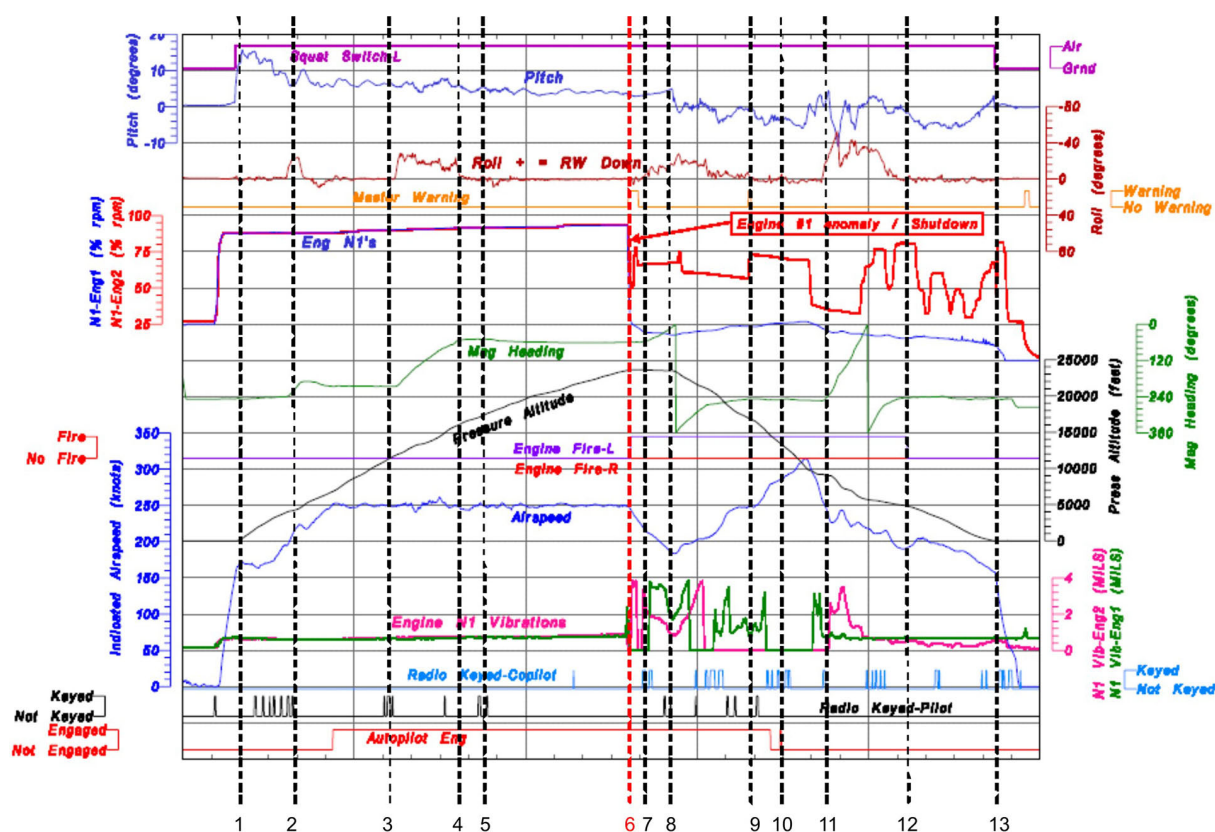


Figura 3. Vuelo completo: parámetros de vuelo, avisos de fuego, N1, vibración N1 y autopilot

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»).

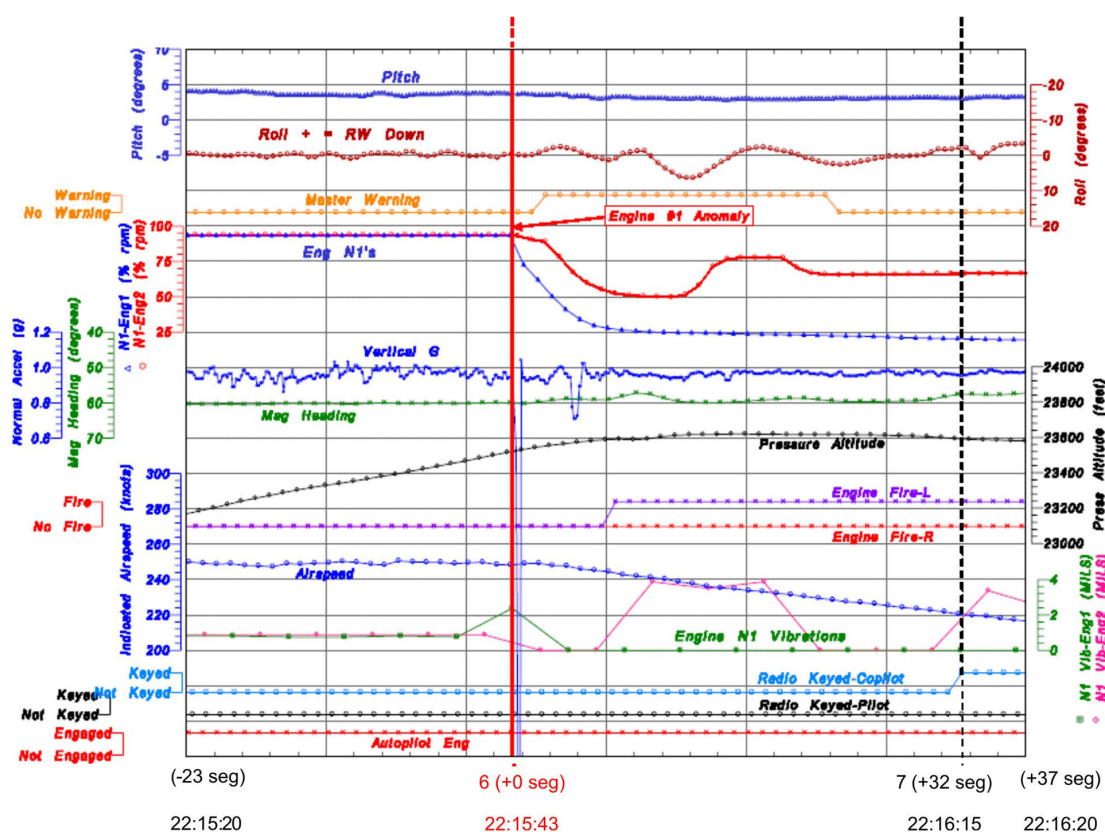


Figura 4. Parámetros de motor durante el fallo: 1 minuto

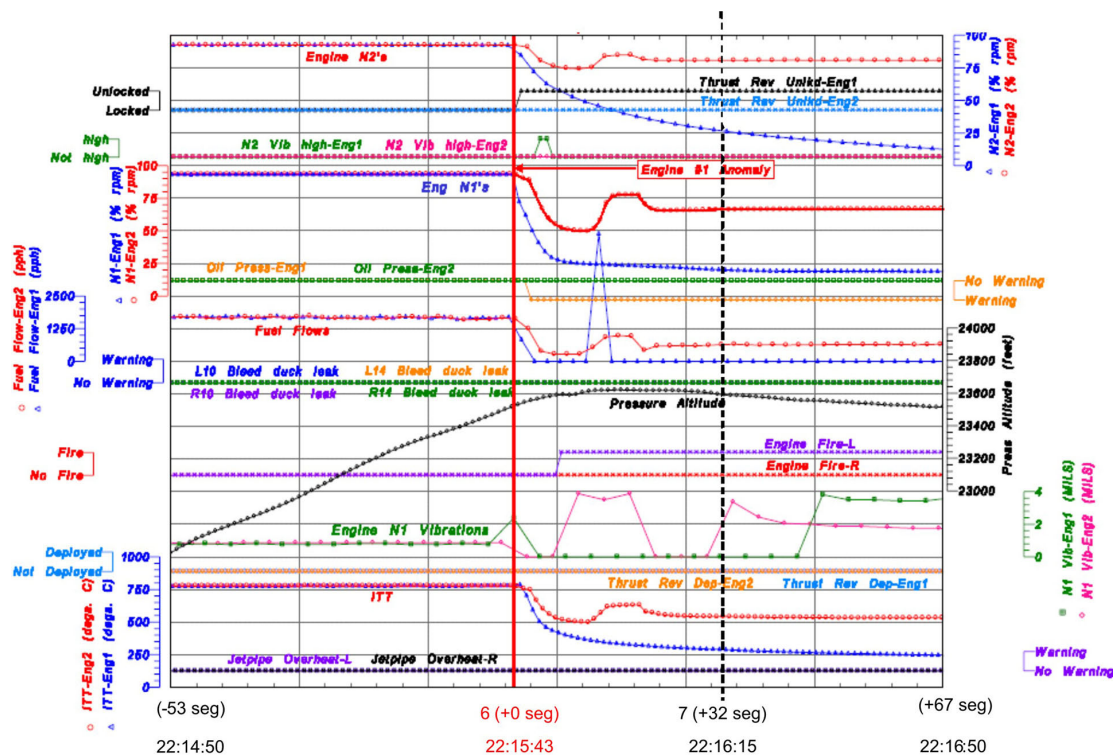


Figura 5. Parámetros de motor durante el fallo: 2 minutos

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)		RUIDO		
+1 seg				
+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		FIRE BELL		
+8 seg			TRIPLE CHIME	
+10 seg	La reversa.			COP/PF
+12 seg			«ENGINE OIL» «ENGINE OIL» «ENGINE OIL»	
+15 seg	Vale, vale, vale, avión.		«ENGINE OIL»	COP/PF
+18 seg	Vale, vale, vale, no pasa nada.		«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 sobretensión.

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.

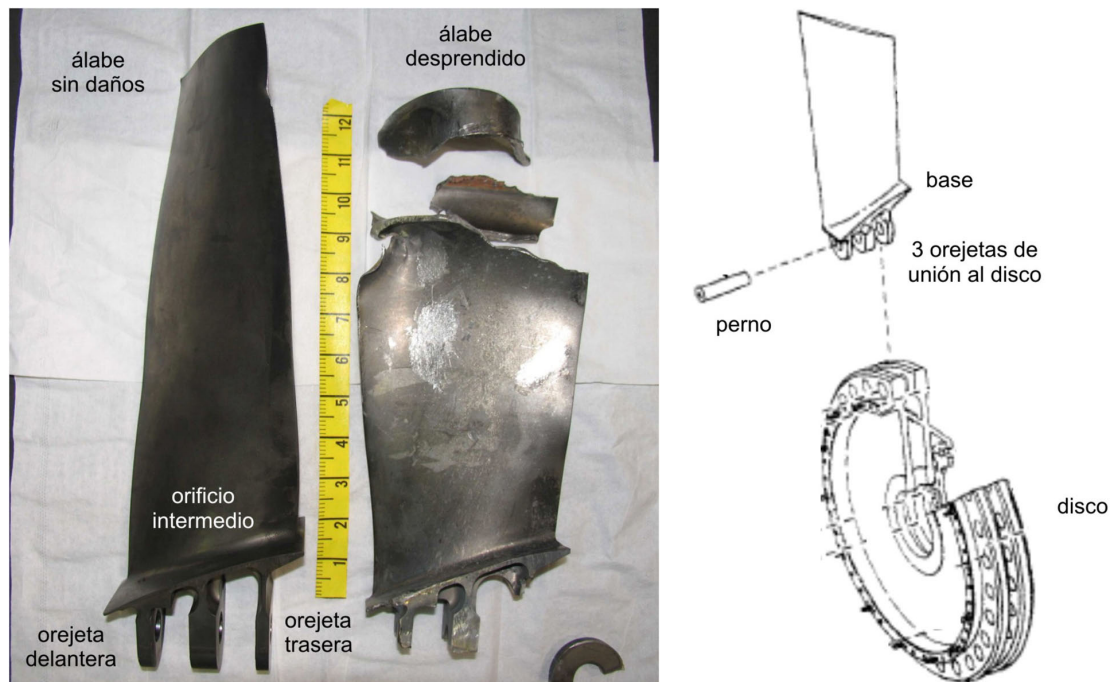


Figura 6. Álabes número 11 desprendido

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 frangibilidad 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 desblocada 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 desblocada, 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

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 3 de agosto de 2006; 17:15 h local¹
Lugar	Embalse de Guadalest (Alicante)

AERONAVE

Matrícula	EC-JKI
Tipo y modelo	AIR TRACTOR AT-802A
Explotador	FAASA

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY PT6A-67AG
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	36 años
Licencia	Piloto comercial de avión (CPL(A))
Total horas de vuelo	2.645 h
Horas de vuelo en el tipo	60 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación comercial – Lucha contra incendios
Fase del vuelo	Amaraje

INFORME

Fecha de aprobación	27 de octubre de 2010
---------------------	------------------------------

¹ La referencia horaria en este informe es la hora local. Para obtener la hora UTC hay que restar 2 unidades a la local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El avión despegó del aeropuerto de Valencia para participar en la extinción de un incendio en la zona de Játiva. Durante el vuelo se canceló la misión y se le envió a otro incendio en Sierra Aitana. Según informó el piloto, cuando llegó a la zona contactó con el helicóptero que estaba realizando las labores de coordinación de los medios aéreos y con los pilotos de otras dos aeronaves que participaban en la extinción, los cuales le dijeron que estaban cargando agua en el embalse de Guadalest porque era cercano al lugar del incendio y tenía bastante agua.

Descargó el agua que llevaba y se colocó detrás de los otros aviones. Era la primera vez que operaba en ese embalse, al igual que el piloto que le precedía, aunque este ya había realizado dos cargas en el transcurso de esa operación momentos antes del accidente. La carga de agua se realizó intentando imitar lo que hacía el primero de los tres pilotos, desde el noroeste hacia el sureste, es decir, desde la cola del embalse hacia la presa, y la separación con la aeronave precedente era tal que, cuando una se encontraba en el tramo final de la aproximación, la aeronave que iba delante iniciaba el ascenso. Los tres hicieron la carga de agua de manera manual.

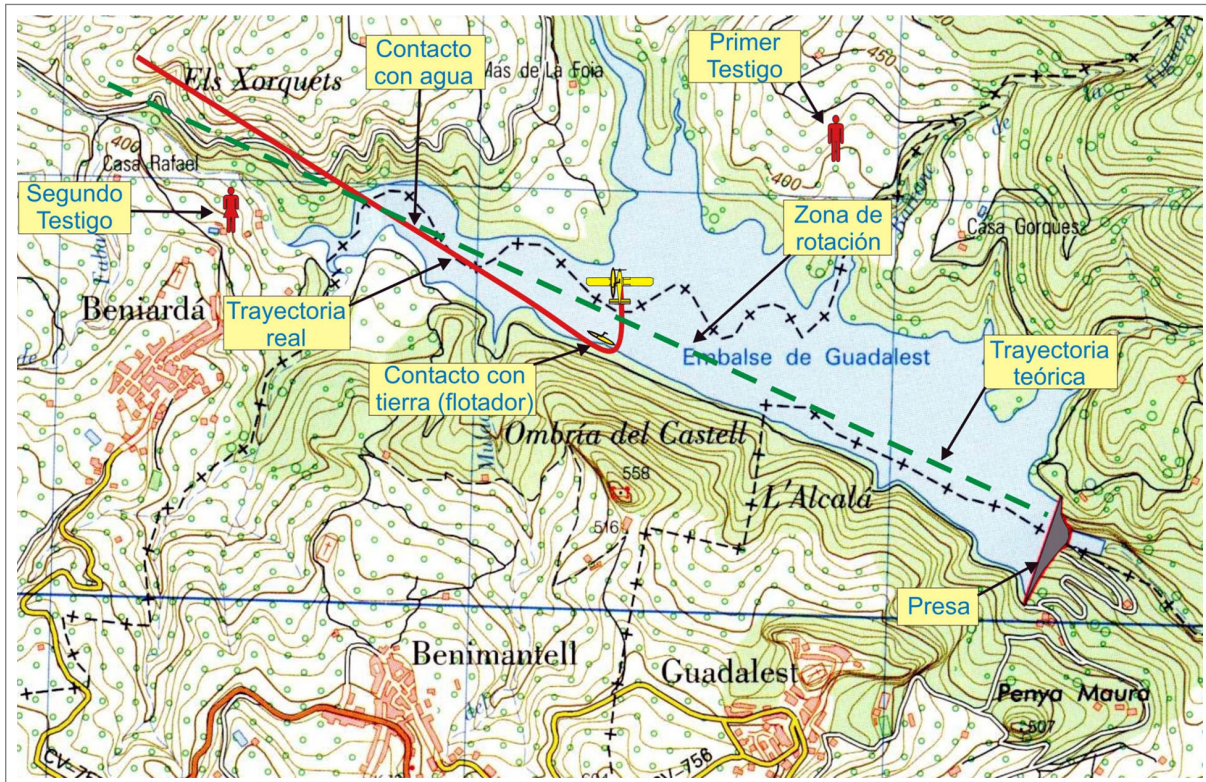


Figura 1. Trayectoria de la aeronave

En el momento en que la aeronave tocó el agua notó una guiñada brusca hacia la derecha, desviándose hacia la orilla, hasta que el flotador derecho se salió del agua impactando contra el terreno y rompiéndose. El piloto pudo conducir de nuevo el avión hacia el interior del embalse, y aumentó los gases con intención de despegar, pero el avión capotó y la hélice impactó contra el agua y se rompió.

El piloto resultó ileso y avisó por radio al helicóptero que estaba coordinando la extinción, el cual le rescató minutos después.

El avión quedó sumergido en posición invertida y apoyado en un talud a la orilla del embalse. Presentaba daños importantes en toda su estructura y se habían desprendido los dos flotadores. Los mandos de vuelo no estaban dañados y se movían libremente. Los flaps estaban en su posición intermedia. La palanca de gases estaba al máximo y la palanca de apertura de emergencia de las compuertas del depósito de agua estaba en posición vertical, que es su modo habitual de operación. La palanca que accionaba los timones que van situados en la parte trasera de los flotadores estaba en la posición de timones liberados. Los timones estaban desplegados y no presentaban daños ni rozaduras, pero no había continuidad en el cable que los conectaba a la palanca al haberse desprendido los flotadores. Las tomas de agua («scoops») estaban cerradas y no presentaban deformaciones. El mando que las accionaba estaba en modo manual.

En la orilla por la que se salió el avión se encontraron, además de las huellas, diversos restos que evidenciaban que, además del flotador derecho, también había impactado con el terreno la parte inferior del fuselaje y la hélice.

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto tenía licencia de piloto comercial de avión (CPLA) en vigor, habilitación de vuelo instrumental (IR), habilitación de clase multimotor (ME piston land), habilitación agroforestal y habilitaciones de tipo monomotor turbina Airtractor SET para tierra y anfibio (las tres últimas solo para aeronaves españolas). Su experiencia era 2.645 h, de las cuales 220 eran en el avión AT-802 y de ellas, 60 en el avión AT-802 anfibio. En abril había recibido dos cursos de entrenamiento recurrente referidos a emergencias y a la actividad agroforestal.

1.3. Información sobre la aeronave

El avión fue fabricado por AIR TRACTOR en 2005 con número de serie 802-A0205. Su peso máximo al despegue era 7.257 kg y llevaba un motor Pratt & Whitney PT6A-67AG con número de serie PCE RD 0120, y una hélice de cinco palas marca HARZTELL MC-B5MA-3D con número de serie Hub HBA 1361.

El diseño original de esta aeronave había sido modificado para adaptarlo de avión terrestre a anfibio y el cambio estaba amparado por un STC cuyo titular es WIPAIRE. Los cambios afectaban también al manual de vuelo del modelo original. Los flotadores están unidos a la parte inferior del fuselaje por una barra metálica en la parte delantera y por una estructura metálica triangular en la parte trasera, quedando unidos entre sí por sendas barras y por unos tirantes. Cada flotador aloja en su interior el tren de aterrizaje, compuesto por una rueda delantera y dos traseras.



Figura 2. Detalle de una toma de agua

Las tomas de agua van situadas en la parte inferior de los flotadores, delante de las ruedas traseras del tren. Son dos tubos que se despliegan hacia abajo y que permiten la entrada de agua a presión mientras el avión está avanzando durante la carrera de toma y despegue. Están conectadas por sendas tuberías al depósito que recoge el agua («hopper»).

La operación de carga de agua se puede realizar en modo automático o en modo manual. Las tomas se abren pulsando un gatillo que hay en la palanca de mando. Si se opera en modo automático, hay que seleccionar previamente en un panel la cantidad que se va a cargar y el sistema hace que las tomas se cierren solas cuando se ha llegado a dicha cantidad, aunque se mantenga el gatillo pulsado. En modo manual, las tomas se cierran al soltar el gatillo. La operación en modo manual obliga a mirar el panel de carga en el interior de la cabina mientras dura la toma de agua, haciendo que se desvíe la vista del exterior mientras el avión realiza el recorrido por el agua.

Si el amaraje se realiza con las tomas de agua abiertas y el contacto con el agua no es perfectamente simétrico, se introduce una guiñada importante que puede hacer desequilibrar el avión y desviarlo de su trayectoria.

En la parte de atrás de los flotadores hay unos timones que sirven para el guiado del avión en el agua, que se deben extender² una vez que el avión ha amerizado, mediante la liberación de una palanca situada en la cabina a la izquierda y detrás del piloto. Esta palanca está sujeta por una abrazadera que admite cierta holgura en su posición. Una vez suelta, esta palanca gira 90° y descansa en el suelo de la cabina.

Los timones actúan movidos por los pedales de dirección y sirven para guiar a la aeronave dentro del agua. Un golpe fuerte al realizar una toma excesivamente dura puede hacer que se suelte la palanca de su posición original y que los timones queden

² Según el Manual de Vuelo los tiene que desplegar el piloto al amerizar y mantenerlos durante su recorrido en el agua.

liberados. Si los flotadores se separan del resto del avión deja de haber continuidad en el cable que conecta la palanca con los timones y estos quedan liberados automáticamente.

1.4. Información sobre normativa aplicable

AESA tiene un **Procedimiento para la obtención de autorización para ejercer actividades de trabajos aéreos**, el cual recoge varios requisitos de carácter administrativo, entre los que incluye la elaboración de una propuesta de un Manual de Mantenimiento y la elaboración de una propuesta de un Manual de Operaciones por parte de la Compañía. Se incluyen además dos anexos en los que se dan guías para la elaboración de los manuales citados anteriormente.

Durante la investigación no se pudo aclarar suficientemente cuales son los requisitos técnicos que han de presentar las compañías para obtener la autorización. Tampoco fue posible aclarar si hay algún procedimiento para realizar el seguimiento de las empresas que son autorizadas a ejercer la actividad, ni las circunstancias que requieren la revisión de los documentos y procedimientos de la compañía.

Existe una «Resolución del Ministerio de Fomento de 5 de julio de 2002 por la que se establecen procedimientos operativos especiales para trabajos aéreos y agroforestales».

En cuanto a los requisitos en materia de formación para a tripulación de vuelo, la resolución dice:

[...]

3. Entrenamiento de diferencias

- a) El operador garantizará que los miembros de la tripulación de vuelo que operen aeronaves de distintos tipos o clases reciban conocimientos teóricos de entrenamiento adicional de diferencias de cada una de las aeronaves que vayan a pilotar.
- b) Este curso, que ha de ser aprobado por la DGAC, podrá ser dirigido por un instructor de vuelo o un piloto con experiencia superior a quinientas horas de vuelo en la aeronave de que se trate.

4. Entrenamiento recurrente y verificaciones

- a) Cada operador garantizará que cada miembro de la tripulación de vuelo se somete a entrenamiento recurrente referido al tipo o clase de aeronave en la que actúa como piloto habitualmente como mínimo una vez cada 12 meses.
- c) Este curso podrá ser dirigido por un instructor de vuelo o un piloto con experiencia superior a quinientas horas de vuelo en la aeronave de que se trate.

En cuanto al contenido que debe darse a los Manuales de operaciones, la resolución indica que se incluirá:

[...]

4. Descripción de los procedimientos a seguir en cada uno de los trabajos aéreos o actividades agroforestales que se vayan a realizar [...]
6. Contenido de los cursos de entrenamiento de diferencias y recurrente.

1.5. Información sobre organización y gestión

El Manual Básico de Operaciones de la compañía solamente estaba referido al desarrollo de los trabajos con helicópteros, y no describía ningún procedimiento para los trabajos aéreos o actividades agroforestales referidas a operaciones con aviones, y por tanto tampoco a operaciones con aviones anfibios. La información recogida en el manual es de carácter general. Incluye una referencia a la obligación del Comandante de estudiar y preparar el vuelo, pero no fija ninguna pauta para hacerlo.

Los procedimientos de entrenamiento y verificación a los que obliga el «Anexo 1-B.4» de la «Resolución del Ministerio de Fomento de 5 de julio de 2002» venían recogidos en la «Parte D-3.1» del Manual Básico de Operaciones y lo referente a registros de entrenamiento que exige el «Anexo 1 - B.6» de la Resolución figuraban en la «Parte D-1.9» del citado manual.

Durante la investigación no se pudo conocer la información concreta que el Operador había facilitado a la Autoridad sobre las aeronaves con las que contaba para sus operaciones, ni tampoco cuales eran las autorizaciones que tenía el Operador sobre sus aeronaves, incluyendo las operaciones con aviones.

El operador había presentado una propuesta de modificación del Manual de Operaciones que fue rechazada por la DGAC, pero no se pudo averiguar exactamente el motivo.

El Manual de Vuelo proporcionado por el operador que manejaba el piloto no se correspondía con el modelo de avión, y no hacía referencia a la condición de anfibio del avión y a sus peculiaridades como tal. Según se pudo comprobar a lo largo de la investigación, existe un manual de vuelo aprobado por la FAA, con fecha 15 de mayo de 2006, que recoge todas las diferencias con el avión terrestre, las cuales afectaban de manera fundamental a las prestaciones del avión.

2. ANÁLISIS

Las evidencias encontradas en la inspección posterior al accidente confirmaron que el control del avión se perdió en el momento en el que entró en contacto con el embalse.

El tren de aterrizaje no se llegó a desplegar por lo que no pudo contribuir a desestabilizar a la aeronave durante el amaraje.

Las tomas de agua estaban cerradas y no presentaban deformaciones, descartándose que hubieran sido desplegadas antes del contacto con el agua y que ello hubiera producido una toma asimétrica, originando un importante movimiento de guiñada que causase el desvío de la trayectoria. La posición de la palanca que las accionaba estaba en modo manual, lo que confirmaría que el piloto todavía no había actuado sobre ellas en el momento del amaraje.

La palanca que liberaba los timones estaba suelta de la abrazadera que la sujetaba, pero no se pudo determinar con certeza si los timones se desplegaron al tocar el agua debido a que la palanca se hubiera soltado fortuitamente en el momento del impacto, o a que el piloto hubiera actuado sobre ella antes de tiempo, ya que al desprenderse los flotadores se rompieron los cables que conectaban los timones con la palanca que los gobernaba. No obstante, todo parece indicar que la palanca se soltó debido al impacto, porque en el caso de que se hubiera hecho el amaraje con los timones desplegados solamente se hubiera introducido un pequeño movimiento de guiñada hacia la derecha si el piloto hubiera estado pisando el pedal de ese lado, y dicho movimiento hubiera tenido muy poca influencia en el desvío de la trayectoria del avión.

Todo parece indicar que el avión realizó el amaraje con un plano más levantado que el otro, de manera que tocó un poco antes con el flotador derecho, y al abrir las tomas de agua empezó a cargar agua por ese lado antes que por el otro. Esta circunstancia le produjo un importante movimiento de guiñada que le desvió de su trayectoria original.

El hecho de que intentara proseguir con el despegue después de haberse salido del agua y haber vuelto a entrar, contribuyó a que se agravaran las consecuencias del impacto.

No obstante, e independientemente del desarrollo de la maniobra de amaraje que causó el accidente, concurrieron varios factores previos al vuelo relacionados con la organización de la operación y con la planificación del vuelo, que configuraron un escenario de riesgo.

Por un lado se constató que los embalses donde se cargaba agua se escogían utilizando como criterio su proximidad al lugar del incendio sin valorar suficientemente otros factores, como su idoneidad para las operaciones de aproximación y despegue o la existencia de obstáculos.

Por otra parte, el Manual Básico de Operaciones no hacía referencia a los trabajos con aviones sino solamente a trabajos con helicópteros. Su información era muy general e insuficiente para operar con una seguridad adecuada, y aunque incluía una referencia somera a la obligación del Comandante de estudiar y preparar el vuelo por sí mismo,

no hacía ninguna mención a la manera más conveniente de realizar este tipo de operaciones.

Durante la investigación se comprobó que el piloto no había tenido ninguna formación adicional respecto al avión, más allá del entrenamiento recurrente que había realizado en dos jornadas distintas cuatro meses antes del accidente. Por otro lado, le fue imposible preparar el vuelo porque fue redirigido al incendio una vez que estaba en el aire, teniendo en cuenta además que su conocimiento del terreno era escaso.

También se constató como circunstancia relevante que el piloto no utilizaba un manual de vuelo aplicable al modelo que pilotaba, y que tampoco tenía ninguna instrucción previa por parte del Operador para realizar la operación en ese embalse.

En este sentido, durante la investigación surgieron muchas dudas que no pudieron ser suficientemente aclaradas, acerca de cuál es el procedimiento para otorgar las autorizaciones como Operador aéreo, y como es el seguimiento que se hace a las compañías una vez que ha sido otorgada la autorización. Aunque AESA tiene un procedimiento para la obtención de autorización para ejercer actividades de trabajos aéreos, los requisitos que recogen solamente son de tipo administrativo y no se ha podido aclarar suficientemente si se exigen requisitos técnicos y si hay algún procedimiento de seguimiento de las empresas que son autorizadas a ejercer la actividad, ni las circunstancias que requieren la revisión de los documentos y procedimientos de la compañía.

Por todo ello se considera necesario emitir una recomendación, que sea de aplicación general a todos los operadores de trabajos aéreos, y que establezca la obligación de reconocer previamente los escenarios donde se van a realizar las operaciones. En este sentido se ha decidido dirigir una recomendación a AESA para que incluya, entre los contenidos que deben figurar en los manuales de operaciones como criterio para su aprobación, la obligación por parte de los operadores de evaluar los entornos de operación.

3. CONCLUSIONES

La causa probable del accidente fue la realización de un amaraje asimétrico, y al abrir las tomas de agua se originó un movimiento de guiñada muy elevado que causó el desvío de la trayectoria del avión.

El intento por continuar con el despegue agravó las consecuencias del impacto.

El hecho de que el piloto no conociera el entorno y la deficiente información que manejaba previamente al vuelo respecto a la aeronave y respecto de la operación fueron factores contribuyentes porque le situaron en un escenario de riesgo.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

- REC 05/10.** Se recomienda a la AESA que desarrolle un procedimiento técnico que complemente al que existe actualmente para otorgar las autorizaciones a las compañías de trabajos aéreos, el cual incluya los requisitos técnicos y documentos que han de presentar estas compañías, que articule el proceso de seguimiento de las empresas y que defina las circunstancias que requieran la revisión de la documentación presentada.
- REC 06/10.** Se recomienda a AESA que incluya la obligación de evaluar los entornos de operación en los contenidos que deben figurar en los manuales de operaciones como criterio para su aprobación.
- REC 07/10.** Se recomienda a FAASA que habilite las acciones adecuadas para asegurar que en las operaciones de las aeronaves de su flota se hace uso del Manual de Vuelo aplicable en cada caso y del manual de operaciones aprobado.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	8 de septiembre de 2006; 22:00 h (UTC)
Lugar	Aeropuerto de Madrid-Barajas

AERONAVE

Matrícula	A7-ABV
Tipo y modelo	AIRBUS 300-600 (B4-622R) MSN 690
Explotador	Qatar Airways

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY PW 4158
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	52 años	50 años
Licencia	ATPL QT 0876 TA	ATPL QT 0387 TA
Total horas de vuelo	11.900 h	15.081 h
Horas de vuelo en el tipo	1.420 h	3.708 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			13
Pasajeros		1	204
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte – Internacional – Regular de pasajeros
Fase del vuelo	Rodaje antes del despegue

INFORME

Fecha de aprobación	27 de octubre de 2010
---------------------	------------------------------

1.1. Reseña de la operación

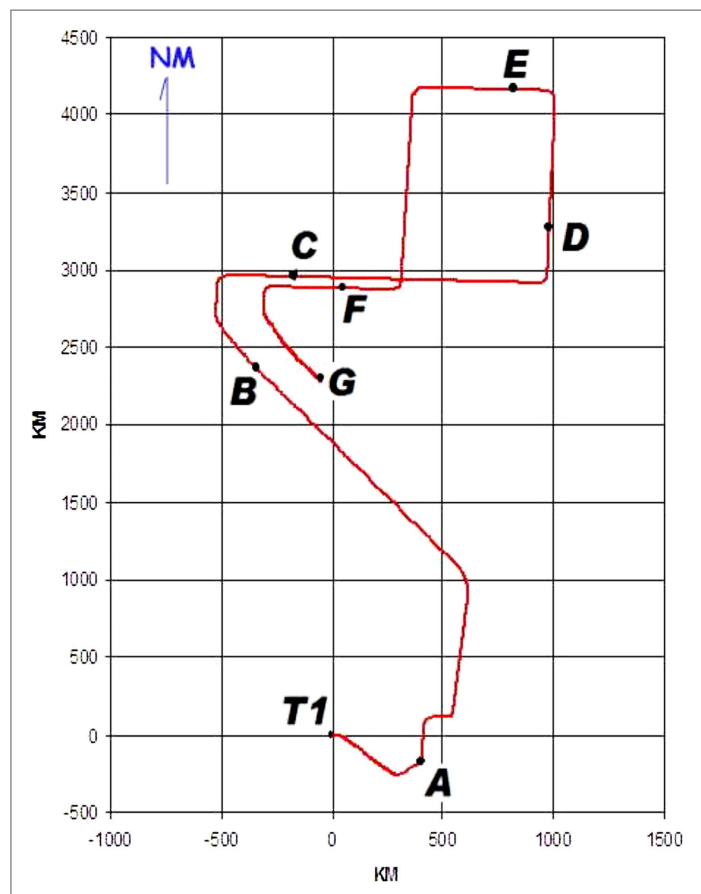
La tripulación de la aeronave A-300-600, matrícula A7-ABV, entró en contacto radio con la dependencia de Autorizaciones de la Torre de Madrid-Barajas a las 20:40¹ h para iniciar el vuelo QTR 068. El avión estaba estacionado en la posición de parking T1 en el extremo Sur del aeropuerto, donde había permanecido desde su llegada de Doha (Qatar) y a donde volvía de nuevo tras la escala de unas tres horas.

Con su plan de vuelo aprobado y debidamente informado de la rodadura hasta la cabecera de la pista 36R, al Noreste del aeropuerto, se le asignó un código respuesta radar. Fue autorizado para el arranque de motores, para el «pushback» y, finalmente, para el inicio de la rodadura, bajo el control de GMC («Ground Movement Control»), a las 20:59.

En Madrid-Barajas el GMC está dividido en varios sectores, y el vuelo QTR 068 en su recorrido fue contactando con ellos en distintas frecuencias de radio. En el esquema de la ruta que siguió se han identificado varios puntos concretos de interés para la investigación, en los que se fueron manifestando problemas de temperatura de frenos en las ruedas posteriores de la pata izquierda.

En el punto A, poco después del «pushback», la aeronave se detiene momentáneamente por encontrar cierta resistencia al avance al virar para tomar rumbo norte por la calle C-5. Comunica en frecuencia 121,85 MHz con GMC S-NORTH.

En el punto B, a las 21:11, la aeronave está bajo control de GMC Central-South, en 121,975 MHz. Según las declaraciones de la tripulación, las ruedas 5 y 6 (posteriores de la pata LH) se calentaban a unos 150 °C,



Trayectoria A7-ABV

¹ Todas las horas del presente informe son UTC.

mientras que los frenos de las demás ruedas solo alcanzaban los 100 °C. La aeronave había recorrido unos cuatro kilómetros desde que quitó los calzos.

En el punto C a las 21:15, también bajo control de GMC Central-South en 121,975 MHz, la aeronave les informa de que tiene problemas con la temperatura de los frenos. Posteriormente se supo, a través del testimonio de la tripulación, que subían en las ruedas 5 y 6 a unos 225 °C.

En el punto D a las 21:17, tras recorrer unos seis kilómetros, las temperaturas de los frenos 5 y 6 ya superan los 300 °C. En cabina de vuelo apareció un aviso ECAM, «Brakes above 300 deg – Delay take off», y la tripulación hizo saber a control que tenían que demorar el despegue para que, en la espera, se enfriaran los paquetes de frenos. Control les pide que continúen la rodadura. La tripulación decide en esos momentos, como se desprende de las conversaciones grabadas, cancelar el despegue mientras sigue avanzando en dirección norte.

Tras girar a la izquierda, hacia el oeste, llegan al punto E, alejado 7 km de la puerta de embarque de la que salieron a las 21:21. Las temperaturas de frenos alcanzan los 485 °C en la pata LH; se detiene durante unos diez minutos y piden asistencia de bomberos para que inspeccionen el tren izquierdo. Les contesta control que les proporcionará un parking en la zona sur del aeropuerto para que allí reciban asistencia técnica de su compañía de handling. Cuando baja la temperatura de los 400 °C se inicia el carreteo hacia el sur de regreso al parking T1, del cual había salido.

En el punto F, hora 21:42, vuelven a detenerse por altas temperaturas de frenos, éstas suben a unos 500 °C en las ruedas 5 y 6; la aeronave se detiene por segunda vez para permitir que se enfríen. Unos minutos mas tarde trasfiere control las comunicaciones al GMC S-NORTH en 121,85 MHz.

Cuando a las 21:58 se alcanzan las proximidades del punto G, desde otro tráfico que se cruza, avisan a GMC de que están observando fuego bajo la pata izquierda. La comunicación de aquel tráfico se hace en idioma español y el controlador pasó el aviso inmediatamente a la tripulación del QTR 068, en idioma inglés, y alertó al SEI.

La tripulación declaró después del accidente que justo antes de recibir la llamada del controlador sintieron dos o tres sacudidas (bumps), descritas como desinflado de ruedas, lo que implicaba que la aeronave se había quedado varada sin posibilidad de moverse por sus medios. Detenida la aeronave en la calle A-12, el comandante intentó, llamando a Torre, confirmar la presencia de fuego ante la ausencia en cabina de indicación del mismo. También pidieron de nuevo asistencia y ayuda de bomberos. El controlador les transmitió que los bomberos estaban en camino y envió un coche de señaleros a la calle A-12 para confirmar directamente si se había incendiado el tren izquierdo.

A las 22:00 h control confirmó a la tripulación del QTR068 que, como había avisado el coche FOLLOW ME, se observaba fuego en su pata izquierda. En cabina de pasajeros,

el sobrecargo también había visto la presencia de humo y fuego desde la puerta L3. El capitán acusó recibo de la confirmación de fuego e informó de que harían evacuación de emergencia por el lado derecho. El capitán activó la evacuación de emergencia y dio la orden por megafonía, PA, a la tripulación de cabina de pasajeros, añadiendo que solamente fueran usadas las puertas del lado derecho.

El controlador pidió a la aeronave a las 22:02 h que cambiara la frecuencia a 121,700 MHz, otro sector de Rodadura (la denominada Rodadura Sur). Un minuto después el controlador anunció la llegada de los bomberos a la calle de rodadura A-12.

El fuego fue sofocado por los bomberos, cuya presencia al lado de la aeronave fue también advertida por la tripulación al abrir las puertas del lado derecho y antes de iniciar la evacuación de emergencia.

Durante la evacuación del avión varios pasajeros sufrieron lesiones, la mayoría de carácter leve, pero uno de ellos resultó grave.

Sufrieron daños por el fuego las ruedas n.º 5 y 6, el conjunto de frenos de ambas ruedas, varias tuberías de los circuitos hidráulicos en la parte trasera del carretón y la compuerta de tren unida a la pata izquierda. También se dañaron, rodando con neumáticos desinflados, las llantas de las ruedas 5 y 6.

En el Anexo 1 se pueden ver las cartas del aeropuerto, con ilustración de la trayectoria y las calles de rodadura por donde se movió la aeronave.

1.2. Información sobre el personal

Ambos tripulantes de cabina de vuelo iniciaban ese día su actividad con este vuelo, después de un período de descanso de cuatro días.

La tripulación de cabina de pasajeros estaba compuesta por un instructor, un jefe de cabina, dos TCP en primera clase, dos TCP en business class y cinco TCP en clase turista o «economy class».

De acuerdo con la información recogida, la actividad en la Torre de Madrid-Barajas desde el inicio de las comunicaciones con el vuelo QTR068 y hasta las 21:00 h se consideraba normal y las distintas posiciones de control estaban ocupadas de la siguiente manera:

Torre – Local

- Control arribadas: 2 personas.
- Control despegues: 2 personas.

Torre – Rodadura

- Control Rodadura 2 personas.
- Autorizaciones: 2 personas.

Habitualmente a partir de esa hora, 21:00, y siempre a discreción del supervisor, se reduce el número de controladores a la mitad en función de la reducción de actividad de vuelo en el aeropuerto.

1.3. Información sobre la aeronave

Fabricante:	Airbus Industrie
Modelo:	A 300-600 series (A 300B4-622R)
N.º de fabricación:	690
Año de construcción:	1993
Matrícula:	A7-ABV
Propietario:	Ansett Worlwide Aviation Netherlands B.V.
Explotador:	Qatar Airways

Certificado de aeronavegabilidad

Clase:	Categoría de Transporte (pasajeros)
Fecha de renovación/validez:	14-03-06 y 13-03-2007

Registro de mantenimiento

Certificado de última revisión de mantenimiento:	31/08/2006
Última revisión A2:	03-08-2006 a las 38.571:46 h/13.870 ciclos

Examinado el libro de anomalías y diferidos no se encontraron anotaciones relativas a fallos en el tren de aterrizaje y frenos, así como de tareas pendientes relacionadas con estos sistemas. Solamente se encuentra una anotación en el Libro de Partes de Vuelo Técnico, escrita quince días antes del accidente, de altas temperaturas de frenos en la pata izquierda que se soluciona en Doha, proporcionando enfriamiento.

Mantenimiento del tren de aterrizaje principal

Las patas del tren de aterrizaje están sujetas a un mantenimiento programado con límite de vida de overhaul, o revisión general, de 12.000 ciclos o de 8 años, lo que antes ocurra, de acuerdo con la documentación de Airbus.

El operador confirmó que en las revisiones generales del tren se inspeccionan sistemáticamente las instalaciones hidráulicas y eléctricas de las patas de tren, haciéndose las comprobaciones, reparaciones y cambios de componentes oportunos.

La situación en relación con el programa de mantenimiento queda reflejada en la siguiente tabla:

	LH MLG	RH MLG
P/N	D22497020-7	D22498020-7
S/N	B331	B324
Fecha del ultimo overhaul	Noviembre 2001	Noviembre 2001
TSN	40.767	40.767
CSN	16.836	16.836
TSO	18.990	18.990
CSO	5.143	5.143

Siendo:

TSN = Time Since New

TSO = Time Since Overhaul

CSN = Cycles Since New

CSO = Cycles Since Overhaul

Estaba prevista una siguiente parada para overhaul o revisión general en noviembre de 2009.

Análisis espectrográfico de los líquidos de hidráulico

El operador extrajo muestras de líquidos hidráulicos de los tres sistemas: azul, verde y amarillo, para que se efectuaran ensayos espectrográficos de acuerdo con AMM ATA 29. Los resultados fueron satisfactorios en las muestras de líquidos de los sistemas verde y amarillo. La muestra del sistema azul, sin embargo, dio un número de partículas ligeramente en exceso sobre lo permitido en recuentos de tamaños de 25-50 micras y de más de 100 micras. En todo lo demás los resultados fueron aceptables y dentro de los límites.

Peso y centrado

La Hoja de Carga y Centrado preparada para el despacho del vuelo reflejaba un Peso al despegue (TOW) de 168.269 kg, siendo el máximo estructural permitido de MTOW 170.500 kg.

El centro de gravedad al despegue se situaba en TOW % MAC 30.5.

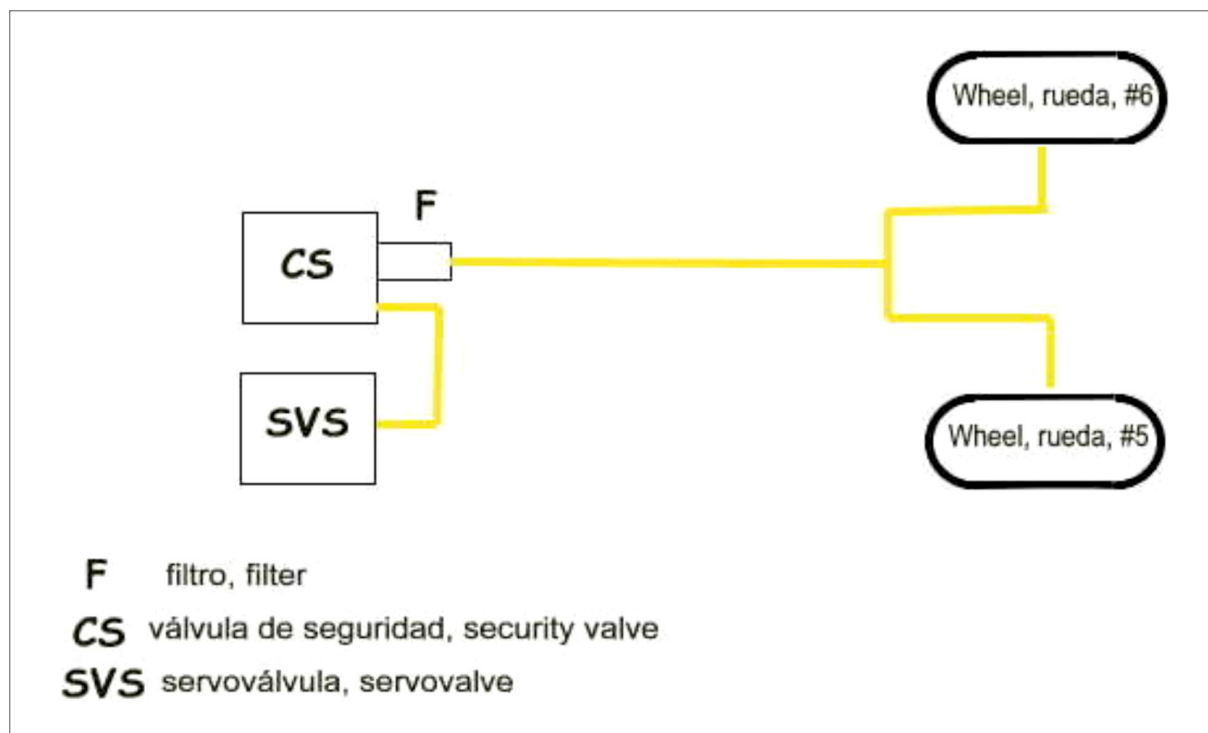
La carga total de combustible era de 46.300 kg.

1.3.1. Descripción de sistemas y limitaciones

Las dos patas del tren principal, LH y RH, tienen carretones o boggies de 4 ruedas en dos ejes, delantero y trasero. Cada rueda del boggie dispone de un paquete de discos de freno de fibra de carbón que se actúan hidráulicamente. La aeronave dispone de tres sistemas hidráulicos que se conocen como sistemas azul, verde y amarillo. El sistema verde proporciona potencia al sistema normal de frenos. El sistema amarillo proporciona presión de líquido hidráulico al sistema alternativo de frenos.

Las tuberías del sistema alternativo están apareadas proporcionando presión a través de una servoválvula, una válvula de seguridad y un filtro en la línea que suministra presión a un par de ruedas, por ejemplo, las ruedas 5 y 6. Las tuberías de hidráulico son flexibles en las partes móviles y articuladas de la pata.

El paquete de frenos se aloja en la concavidad de la llanta de la rueda, disponiendo esta de un escudo de calor para minimizar la transferencia de calor a los neumáticos. La misma llanta dispone de fusibles térmicos («fusible plugs») que, en caso de calentamiento excesivo, al derretirse, desinflan las ruedas evitando su explosión incontrolada.



Esquema del sistema alternativo de frenos

Los fusibles térmicos están tarados normalmente para fundir a unos 200 °C.

Los discos de carbón soportan temperaturas superiores a 600 °C.

Los termopares de medición de las temperaturas de freno se alojan en el interior de los paquetes de discos, que hacen de pozo de calor.

Este avión no estaba equipado con ventiladores de refrigeración de las ruedas.

En el FCOM Limitaciones operativas (2.01.40, pag. 4, rev. 29, seq. 521) se establece una limitación en la temperatura de los frenos para el despegue: Temperatura máxima permitida para el despegue 300 °C (con ventilador de frenos OFF si está instalado).

El aviso ECAM de alta temperatura de frenos (BRK HOT) aparece cuando alguno de éstos alcanza los 300 °C, de acuerdo con la anterior mencionada limitación. De esa manera se evita el riesgo de que se puedan producir fuegos en vuelo dentro del pozo de tren y también se reserva margen suficiente de absorción de energía en caso de aborto de despegue (RTO). El sistema ECAM («Electronic Centralised Aircraft Monitoring») proporciona avisos de temperatura de frenos y de las acciones que se deban tomar en su caso.

En la sección de operación anormal del FCOM (2.05.32, pag. 6, rev. 24, SEQ. 110), Temperatura de frenos alta (Brakes Temperature Hi), antes del despegue, indica que si se dispone de ventilador de frenos, poner este en ON y retrasar el despegue. Retrasar el despegue hasta que el aviso BRK HOT desaparece si el ventilador de frenos esta en OFF, o hasta que la temperatura de frenos desciende de 150° si el ventilador esta en ON. Si durante el rodaje la diferencia entre temperaturas de frenos de ruedas de la misma pata de tren es superior a 150 °C, y en alguna rueda se superan los 600 °C, esto puede indicar que los frenos están agarrotados, en este caso la aeronave debe ser detenida para evitar un posible fuego y no se iniciará el rodaje de regreso mientras el aviso de alta temperatura de frenos (BRK HOT) permanezca iluminado. En todos los otros casos el rodaje podrá continuar; esto mejorará la refrigeración de los frenos y puede prevenir el desinflado de la rueda hasta que la aeronave se haya detenido. Se recomienda no utilizar el freno de aparcamiento mientras permanezca encendido el aviso BRK HOT.

1.4. Información meteorológica

La información meteorológica suministrada a través del METAR de las 20:30 h del aeropuerto de Madrid-Barajas fue la siguiente:

Viento:	De 340° 05 kt
Visibilidad:	Ilimitada (superior a 10 km). Noche
Cielo:	Despejado

Temperatura: 26 °C
Punto de Rocío: 7 °C
QNH: 1.018 hPa

En Doha las temperaturas ambiente serían de unos 40 °C cuando el avión partió de allí ese mismo día.

1.5. Comunicaciones

1.5.1. *Frecuencia de 130,075 MHz – Autorizaciones Este (CLR East)*

La tripulación inició el contacto radio desde su posición de parking T1 con la Torre de Barajas a las 20:40 h en la frecuencia 130,075 MHz de autorizaciones. En esta comunicación se aprobó el arranque de motores y se autorizó el vuelo. A las 20:41 h se terminó la comunicación con una indicación para cambio de frecuencia a 121,850 MHz.

1.5.2. *Frecuencia de 121,850 MHz – Movimientos en tierra Sur-Norte (GMC S-North)*

La primera comunicación con la nueva frecuencia asignada se produjo a las 20:58 horas, para solicitar autorización de rodaje. El controlador indicó las vías de rodaje hasta el punto de espera de la cabecera 36 R: calles A, C5, M, M-7 y M hasta punto de espera 36R.

Poco tiempo después de efectuar el retroceso, a las 20:59 h, la tripulación informó que se había detenido un momento, cuando pareció que encontraban una cierta resistencia, al tiempo que la aeronave hacía un giro pronunciado hacia el norte para entrar en la calle de rodaje C-5.

Más tarde, a las 21:09 h, el controlador contacta con el vuelo para indicar un cambio de frecuencia a 121,975 MHz.

1.5.3. *Frecuencia de 121,975 MHz – Movimientos en tierra Central-Sur (GMC Central-South)*

Unos segundos después contacta la tripulación con la nueva frecuencia para confirmar la cabecera de despegue. A las 21:15 horas el controlador pide al vuelo QTR068 que continúe rodando hacia Y1 (la aeronave estaba detenida en el punto D al final de la calle M). La tripulación informa que tienen un problema con la temperatura..., que tiene que retrasar el despegue..., que tiene que esperar para que la temperatura descienda.

Control pide al vuelo QTR068 que continúe a Y2 y pregunta el tiempo estimado para que descienda la temperatura. La tripulación contesta que al menos diez minutos.

Dos minutos después, a las 21:17 h, preguntaron a control si podían darles una posición para esperar y seguidamente piden también asistencia técnica para refrigerar frenos. Control contestó que sería mejor que volvieran al parking si necesitaban asistencia técnica. La tripulación indicó que no podían volver al parking porque la temperatura era demasiado alta, y entendían que tenían permiso para esperar.

Durante los minutos siguientes la tripulación y el controlador comunicaron acerca de la mejor vía para girar y retornar al parking (Y3, NY12 o N12, que fue por la que finalmente giraron para regresar).

A las 21:20 h la tripulación indicó que después de girar en N12 detendrían la aeronave (se detuvieron en el punto E). Pidieron que algún bombero viniera e inspeccionara la pata izquierda del tren de aterrizaje, la rueda trasera. El controlador terminó esta comunicación colacionando «pata izquierda, rueda trasera».

Un minuto después Torre pregunta al vuelo QTR068 si han hablado con su agente de handling. La tripulación contesta que aún no y que lo están intentando.

A las 21:24 h la tripulación informó que no podían establecer contacto radio con su compañía y por tanto no podían solicitar asistencia técnica por radio. Por ello rogaron al controlador que contactase por teléfono con Ineuropa, su agente de handling.

A las 21:29 h la tripulación informó que reanudaban el rodaje. El controlador indicó a su vez que estaba llamando a su agente y pidiendo una nueva posición de parking para la aeronave. La tripulación contestó que no hacía falta y que querían regresar.

A las 21:33 h la Torre informó al vuelo QTR 068 que rodara por derecho vía N, todas las calles de rodaje N.

A las 21:38 h Torre llamó de nuevo para informar que podían continuar por N hasta encontrar la calle A hacia la derecha y que su posición de parking sería T1.

A las 21:41 h la tripulación informó que tenían que detenerse por alta temperatura en la pata izquierda del tren de aterrizaje (punto F de la trayectoria). El controlador acusó recibo y pidió que le informaran cuando reanudaran de nuevo la marcha.

A las 21:51 h llamó el vuelo QTR 068 informando que reanudaban el rodaje y estaban en la calle A. El controlador acusó recibo e indicó que continuase rodando por la calle A.

A las 21:56 h llamó la Torre para indicar a la tripulación que cambiara a la frecuencia de 121,85 MHz.

1.5.4. *Frecuencia de 121,850 MHz – Movimientos en tierra Sur-Norte (GMC S-North)*

A los pocos segundos de la transferencia la tripulación contactó con control, quien repitió la información anterior de carreteo (continúe rodando por la calle A y diríjase al stand T1 para parking). La Llamada se hace a las 21:56:38, pero la tripulación no colaciona la autorización; Control repite la llamada a las 21:56:59 y la tripulación responde entonces diciendo simplemente «stand by» a las 21:57:03.

Un minuto más tarde, a las 21:58:06 h, el vuelo Pluna 802 transmitió al controlador de rodadura en lengua española que el avión de Qatar Airways, que estaba a su lado en ese momento, tenía fuego en la rueda, en el tren izquierdo. Torre avisó seguidamente al vuelo QTR068 y poco después informó de que los bomberos estaban ya en camino.

Un minuto más tarde, a las 21:59 h, la tripulación preguntó al controlador, por dos veces, si podía confirmar que tenía fuego en el lado izquierdo. El controlador contestó que él no tenía confirmación visual del fuego sino que se lo había reportado otro tráfico.

A las 22:00 h control confirmó, en contacto con los bomberos que estaban al lado de la aeronave en A-12, la presencia de fuego en la pata izquierda. Y se lo hizo saber a la tripulación. El capitán expresó que en este caso tenían que hacer una evacuación de emergencia por su lado derecho.

A las 22:02 h el controlador pide al vuelo QTR068 que cambie a la frecuencia de 121,700 MHz.

A continuación Torre confirma con los bomberos que el fuego esta siendo combatido, y éstos le informan de que se va a hacer evacuación de emergencia por las rampas inflables.

A las 22:04 Torre comunica a otro tráfico, AMX 022, que mantenga posición hasta nuevo aviso a causa de la evacuación del QTR 068.

1.5.5. *Frecuencia de 121,700 MHz – Movimientos en tierra Sur-Sur (GMC S-South)*

La tripulación contactó con la nueva frecuencia y el controlador confirmó la presencia de bomberos y equipos de tierra al lado de la aeronave. A las 22:05 h el controlador volvió a llamar para interesarse por la tripulación y pidió que informasen de cualquier necesidad que surgiese. La tripulación respondió que continuaban todavía con la evacuación. Esta fue la última comunicación radio del vuelo QTR068 con las frecuencias de la Torre de Barajas.

1.6. Información sobre el aeropuerto

El aeropuerto de Madrid-Barajas dispone de 4 pistas, paralelas dos a dos, la 15L-33R, la 15R-33L, la 18L-36R y la 18R-36L. Dispone asimismo de 4 edificios terminales y un terminal satélite, localizados todos ellos en una zona llana de más de 10 km de longitud.

Inicialmente, la aeronave A7-ABV estaba estacionada en el stand T1 situado al sur de la terminal número 1, emplazada ésta a su vez al sur del aeropuerto. La pista en servicio para despegues el día del evento era la 36R, situada al norte del aeropuerto. Debido a estas ubicaciones, el recorrido necesario de rodaje de la aeronave hasta la cabecera de la pista era de unos 7 km (véase plano del aeropuerto en Anexo 1).

Todos los sistemas de señalización e iluminación de calles de rodaje y pistas funcionaban con normalidad y no se recogió información alguna de discrepancias. Asimismo, no se recogió información alguna relativa a objetos ó elementos extraños en las superficies de rodaje.

1.7. Registradores de vuelo

La comunicación del accidente se produjo dentro de la hora posterior al evento y se intentó asegurar la recopilación de toda la información relativa al suceso antes de que se moviera la aeronave para dejar libre la rodadura perimetral del aeropuerto. No obstante, la aeronave fue energizada durante el examen de daños y la evaluación inicial para una reparación provisional que permitiera moverla a una plataforma de estacionamiento, y los fusibles de los circuitos eléctricos de ambos registradores no fueron retirados.

La cinta del CVR tiene una capacidad aproximada de 30 minutos y en ella se graban los sonidos de cabina y canales de comunicaciones en régimen continuo, superponiéndose la grabación nueva sobre la antigua al superarse su capacidad. Se activa el sistema en cuanto se energiza el avión. Como los fusibles no se retiraron, la grabación del evento en el CVR se perdió, al superponerse la grabación posterior durante el tiempo de las labores de mantenimiento.

La información grabada en el DFDR fue extraída y examinada. Se comprobó la ausencia de parámetros grabados relacionados con presiones y temperaturas del circuito de frenos, que hubieran sido de utilidad para este evento.

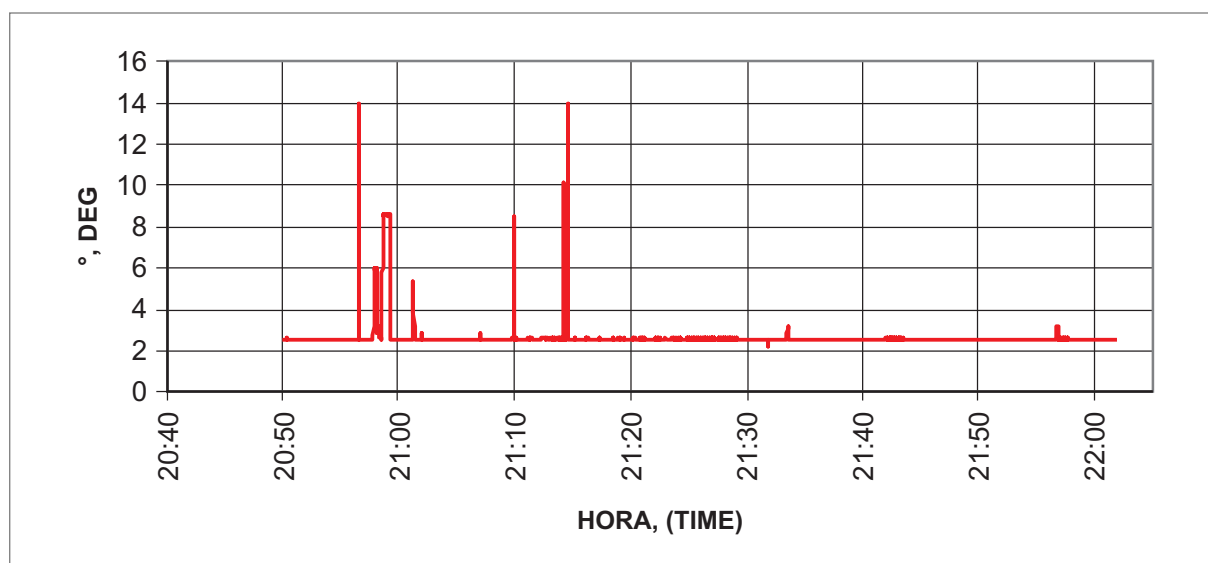
Se dispone sin embargo de los valores registrados de rumbo magnético y de velocidad GS, entre otros. La integración del vector velocidad ha permitido reconstruir la trayectoria del avión que se reproduce en el apartado 1.1 y que confirma que la aeronave siguió fielmente las instrucciones de rodaje recibidas de control.

Los registros de tiempo del FDR se han sincronizado con los de las grabaciones de comunicaciones ATC. En ese sentido, las referencias horarias en esta sección y en los

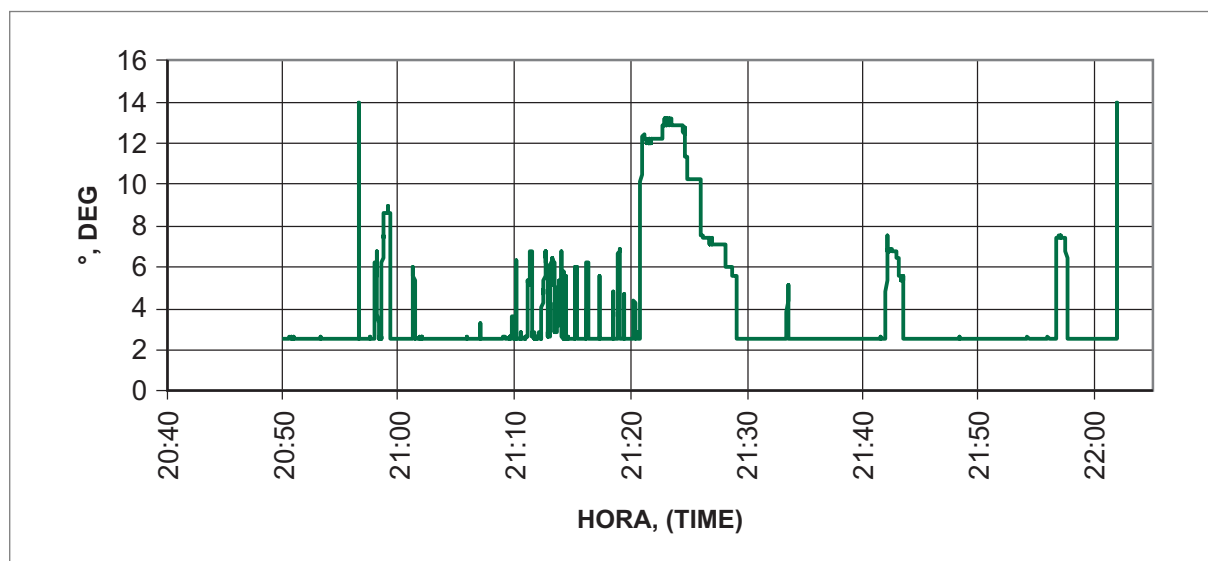
gráficos de parámetros del FDR están basadas en la misma referencia de tiempos de la grabación ATC.

La gráfica de velocidades muestra los valores que este parámetro mantuvo durante el rodaje, que nunca fue superior a 18 kt. Se observan detenciones de la marcha en algunos momentos y esperas de 12 y 9 minutos en los puntos E y F de la gráfica de la trayectoria. La marcha se reanuda tras el último descanso a las 21:51:41.

Los registros de deflexión de los pedales de freno muestran la utilización que de ellos se hizo durante la rodadura. A partir de las 21:14 prácticamente no se hizo uso del pedal de freno izquierdo.



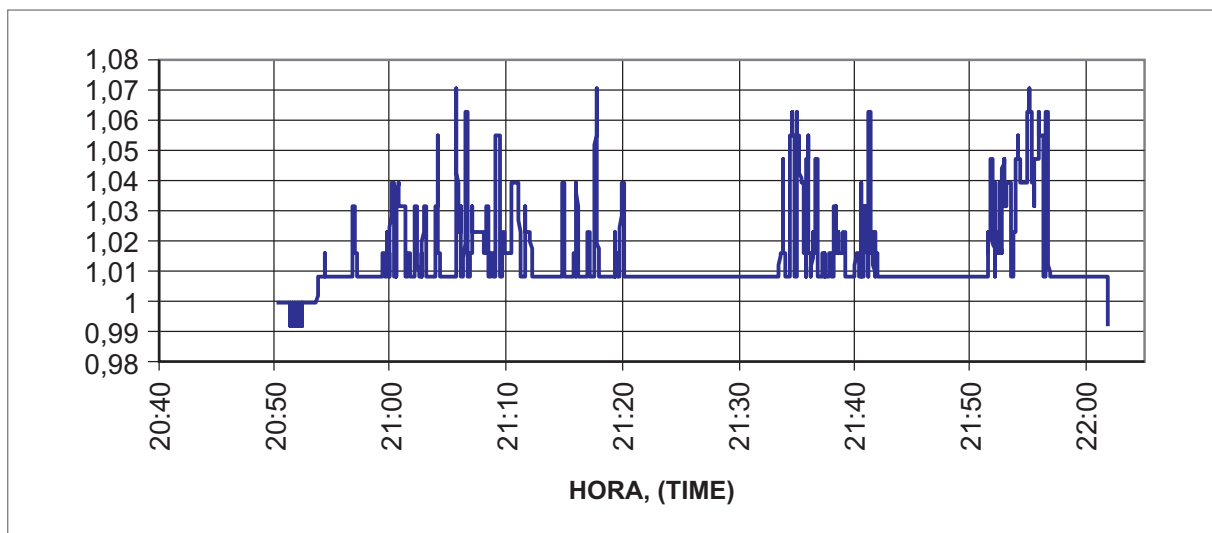
Pedal freno LH («LH brake pedal»)



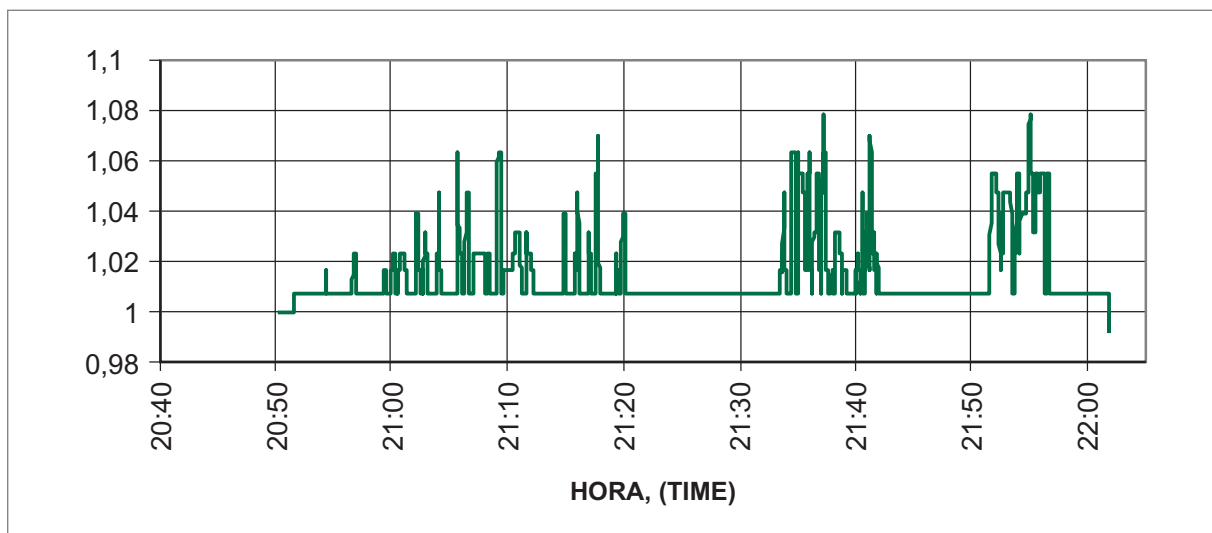
Pedal freno RH («RH brake pedal»)

Se puede añadir a la vista de los datos del FDR que los tres sistemas de hidráulico se presurizaron normalmente durante toda la operación.

Por último, en los dos gráficos siguientes se puede apreciar los niveles de potencia de los motores empleados para rodar. Nunca se ajustaron potencias superiores a 1,08 de EPR y los dos motores fueron utilizados simultáneamente.



EPR_1



EPR_2

En los segundos anteriores al desinflado de las ruedas 5 y 6 y a la detención de la aeronave, esta circulaba con velocidad de 9 kt y con potencia de 1,06 de EPR en ambos motores. Inmediatamente se redujo la potencia a 1,008 EPR y se pisó el freno derecho. Sobre las llantas de las ruedas 5 y 6 la aeronave rodó aproximadamente unos diez metros.

Con la sincronización realizada entre las grabaciones de audio de ATC y las del FDR se puede estimar que la hora del desinflado de las ruedas y la parada final del avión fuera a las 21:56:44 h.

1.8. Investigación sobre la aeronave

Con el apoyo del operador y el fabricante se examinó la aeronave y especialmente los sistemas hidráulicos, para localizar y aislar alguna posible malfunción del sistema de frenos, antes de proceder al desmontaje y sustitución de alguno de sus elementos, excepto varias tuberías dañadas aparentemente por el fuego.

Después de varias pruebas funcionales se consiguió reproducir el fallo siguiente, con efectos similares sobre el tren de aterrizaje a los aparecidos durante el accidente: tanto al actuar y soltar el freno de aparcamiento como los pedales con el interruptor de la BSCU en OFF (en ambos casos actúan los frenos con el circuito hidráulico Amarillo, freno de emergencia o alternativo), permanecieron ligeramente frenadas las ruedas n.º 5 y 6 (ruedas traseras del carretón de la pata izquierda), de modo que todas las demás ruedas giraban libres y estas dos presentaban una cierta resistencia que no impedía su giro a mano pero que provocaba su rápida detención en cuanto cesaba el par aplicado.

Por el tipo de fallo reproducido, el circuito hidráulico involucrado y el diseño del sistema de frenos se decidió que, para confirmar y encontrar la causa origen de esta malfunción, se desmontase y analizase la Servoválvula del sistema alternativo de la pareja de ruedas traseras de la pata izquierda, los paquetes de frenos de las dos ruedas afectadas y las tuberías dañadas.

El examen de los conjuntos de frenos de las ruedas n.º 5 y 6 realizado en Messier Services dio como resultado una buena condición general de los mismos y no aparecieron indicios de posible malfunción.

El examen y pruebas de presión de las tuberías dañadas pertenecientes tanto al circuito hidráulico Verde (Normal) como al Amarillo (Alternativo) confirmó que todas presentaban fugas de hidráulico, en forma de rezumo de liquido a lo largo de su longitud dañada por el fuego y de una forma no concentrada.

El examen de la Servoválvula, instalada en la aeronave desde su fabricación en 1993, mostró que el sellado de origen se mantenía y estaba en aparente buena condición. Se efectuaron tests en banco de pruebas conforme al procedimiento del CMM y otros específicos para reproducir la operación de la aeronave accidentada, sin encontrar anomalías destacables ni evidencia alguna de atasco o interferencia en el funcionamiento.

Con el ánimo de encontrar evidencias en el interior de la servoválvula, se procedió al despiece de la misma en las instalaciones del fabricante IN-LHC Zodiac con el siguiente

resultado: se observó un gran rasguño en el carrete entre los bordes correspondientes a las puertas U y R de la segunda etapa. No se vio ningún otro indicio de anomalía en su interior. El propio carrete se desplazaba con libertad y salió por su propio peso.

Por tanto se considera que la presión residual en las líneas de hidráulico del sistema alternativo actuando sobre los conjuntos de freno de las ruedas n.º 5 y 6 fue debida al atasco o interferencia de la servoválvula por contaminación y partículas en el fluido, en el circuito Amarillo o alternativo. Aunque en las pruebas posteriores al evento el malfuncionamiento de la servoválvula se reprodujo, enseguida desapareció, y solo quedó como señal del mismo la huella del profundo arañazo en la superficie del carrete.

1.9. Declaraciones de expertos en fuegos de neumáticos

Se consultó con fabricantes de neumáticos acerca de la posibilidad de que la goma de los neumáticos ardiera espontáneamente.

Las informaciones recibidas apuntan a que, en general, la goma por sí misma, incluso a altas temperaturas, no se prende fuego sino que simplemente se funde. Sin embargo, si la goma se calienta continuamente por encima de los 300 °C se empiezan a generar humos volátiles blancos capaces de inflamarse por sí mismos, pero solo en el caso de que la temperatura ambiente alrededor sea superior a 300 °C.

Estas condiciones se pueden reproducir en un horno de laboratorio. Sin embargo, no se dan en el caso de una rueda, con un neumático desinflado, que rueda sobre la llanta. Se puede estimar que el ambiente alrededor de una que está rodando tiene una temperatura relativamente baja, por lo que resulta improbable que la autoignición ocurra. Las mismas consideraciones son aplicables al caso del contacto de partículas de goma con los frenos.



Figura 1. Estado de los neumáticos de las ruedas 5 y 6

Por todo ello se considera altamente improbable que un neumático que rueda desinflado provoque un incendio sin la existencia de otros fluidos inflamables. Un posible escenario que imaginan estos expertos es que el neumático se rompe y divide o deshace después de rodar desinflado y daña una tubería de hidráulico adyacente.

Los dos neumáticos desinflados y quemados se encontraron tal como se muestra en la figura 1, en la que no se aprecia divisiones ni desguace de los mismos.

1.10. Antecedentes e historiales de Airbus

Se ha examinado información recibida de Airbus sobre los eventos de fuego en los conjuntos de freno en aviones A-300 recopilados por Airbus y por el BEA.

El historial analizado en la reunión 155 del ARM («Airworthiness Review Meeting») recoge una docena de casos que fueron revisados conjuntamente por Airbus y EASA

Las causas de los fuegos en muchos de esos eventos se desconocen o simplemente se atribuyen a grasas y líquidos inflamables que entran en contacto con los frenos. De los casos considerados solo en uno se constata la rotura de una tubería por impacto de trozos de neumático.

Las conclusiones del ARM, a la vista de los casos presentados, exponen que el impacto en la aeronavegabilidad de los fuegos en despegue (RTO) o en aterrizaje no se considera «mayor» si el fuego se extingue rápidamente por los servicios contra-incendios; que no se ha identificado una deficiencia en el diseño y que se cumple con los objetivos de seguridad asociados con los eventos de fuego en los frenos.

1.11. Evacuación y supervivencia

El comandante ordenó la evacuación de emergencia cuando se le confirmó la presencia de fuego en el tren de aterrizaje izquierdo y dio instrucciones para que la evacuación se realizase solamente por el lado derecho del avión.

Cuando los TCP abrieron las puertas del lado derecho vieron las señales que les hacían algunos miembros del servicio contraincendios para detener la evacuación de emergencia. El jefe de cabina de pasajeros indicó que, a pesar de estas señales, se decidió no detener la evacuación una vez iniciada, ya que había posibilidad de confusión y por tanto de que se agravasen los riesgos de lesiones en el pasaje.

Al verse controlada la situación los dos tripulantes técnicos no evacuaron la aeronave.

2. ANÁLISIS

2.1. Causas del incendio y calentamiento de los frenos

2.1.1. *El incendio*

Los hechos que describen este evento muestran que se produjo un incendio de las ruedas traseras, números 5 y 6, de la pata de tren principal izquierdo, lo cual impulsó la decisión del comandante de la aeronave de proceder a la evacuación de 204 pasajeros

y de la misma tripulación compuesta por 13 personas. En la evacuación se produjeron lesiones graves de una persona, lo cual califica el evento como accidente.

En los momentos en los que se inició el fuego la cronología de sucesos más exacta muestra los siguientes hitos:

- 20:59:00 Se inicia el rodaje.
- 21:14 Última vez que la aeronave utiliza el freno del lado izquierdo (LH) para decelerar.
- 21:15:19 La tripulación informa que tiene que retrasar el despegue.
- 21:17 La tripulación solicita asistencia técnica para refrigerar los frenos.
- 21:20 la tripulación solicita una inspección de bomberos para la pata izquierda.
- 21:29:33 La tripulación informa que reanuda el rodaje después de la primera detención para enfriar los frenos.
- 21:41:45 Segunda detención en el rodaje durante el regreso al parking.
- 21:51:41 Después de un descanso para enfriar frenos se reinicia la marcha.
- 21:56:40 Se produce una llamada de control que QTR 068 no responde.

En este entorno de tiempo saltan los fusibles térmicos de ambas ruedas

- 21:56:59 Control repite la llamada.
- 21:57:03 QTR 068 responde con un escueto «stand-by».
- 21:58:06 Otro tráfico observa desde su cabina el fuego en la pata izquierda del QTR 068 y lo comunica vía radio.

Los fusibles térmicos saltan a los cinco minutos de reemprender la marcha y unos 84 segundos más tarde se observan las llamas de un fuego declarado. Entretanto, el mutismo de la tripulación ante la llamada de Control sugiere que la anomalía se advirtió de alguna manera. Tanto la tripulación técnica como la auxiliar sintieron meneos en la rodadura.

Se podría imaginar que el fuego se iniciara en el momento del desplome del avión cuando rodaba a 9 kt y se desinflan las ruedas. La pequeña velocidad y la ausencia de daños mecánicos de impacto, o de flexión o tracción, hacen desestimar la hipótesis de trozos de neumáticos que rompieran líneas de hidráulico. Los daños observados después del accidente en las mangueras flexibles de hidráulico se debían, según las inspecciones de taller, al propio fuego pues no había daños mecánicos. Por todo ello se desestima la hipótesis de un fuego causado por roturas de líneas de hidráulico en el momento del desplome y desinflado de las ruedas.

Una segunda hipótesis es que el fuego se iniciara antes de fundirse los tapones térmicos durante el carreteo. Sería el propio fuego (un fuego anterior al reventón) el que aportara el calor adicional para que las ruedas se calentaran finalmente hasta hacer saltar los fusibles.

Está aceptado y acreditado que un fuego se inicia espontáneamente bajo dos premisas: que exista una materia combustible y que exista un foco de calor de temperatura superior a la de ignición o punto de llama de esa materia.

La goma de los neumáticos proporciona la materia combustible de un fuego de ciertas proporciones, pero necesita de temperaturas superiores a los 400 °C para prender. Mucho antes de alcanzar esa temperatura los fusibles térmicos de las dos ruedas traseras de la pata LH se hubieran fundido sin producir incendio. Se admite por lo tanto, que otra materia, líquido hidráulico o grasa de los cojinetes del eje de las ruedas, fluyera y entrara en contacto con zonas calientes de los discos de frenos. Las temperaturas alcanzadas por la sonda de temperatura de esos conjuntos de frenos alcanzaron valores de unos 500 °C, y aún se puede sospechar que en algunos puntos de los discos de carbón todavía las temperaturas fueran más altas. El punto de llama del líquido hidráulico y de las grasas se sitúan alrededor de los 400 °C, por lo que pudiera ser ese el escenario en el que se produjeron las llamas iniciales que después se propagaron a los neumáticos.

Aunque los daños observados en las mangueras eran consecuencia del propio incendio, no se puede descartar que hubiera un rezume, previo al incendio, en esas tuberías; o que hubiera restos de grasa no limpiada en las acciones de mantenimiento, o un exceso de lubricación de los rodamientos de las ruedas.

En otros incidentes o accidentes anteriores de incendio de neumáticos se ha sospechado la presencia de fluidos, aún en la ausencia de evidencias directas. En este caso, la duración extraordinaria de la exposición a altas temperaturas y la presurización del sistema alternativo de frenos pudieran hacer pensar en una acumulación de líquidos, e incluso en un aumento, de una pequeña fuga o rezume o flujo de grasa interna de los rodamientos. La presencia de esas grasas o líquidos sería imperceptibles en el despacho del avión, pero al cabo de una hora de carreteo pudieron producir goteos sobre superficies calientes.

La existencia de una entrada en el Libro de Partes de Vuelo, escrita quince días antes, relativa a un calentamiento de los frenos de la pata LH y la reproducción del fenómeno en las pruebas funcionales posteriores al evento hacen pensar que el problema ya estaba presente desde tiempo atrás, aunque solo aparecía en estado latente, porque el agarrotamiento provocado en el freno de estas dos ruedas solo era parcial y provocaba una presión residual que absorbía relativamente poca energía a temperaturas de fluido hidráulico y de ambiente inferiores a 60 °C.

Efectivamente, en una rodadura corta, desde el parking hasta el punto de despegue, el problema no habría dado la cara de forma evidente. Sin haber alcanzado los 300 °C el

avión se hubiera ido al aire y hubiera completado su operación de vuelo. No obstante, ya en la primera parte de la rodadura del avión en este evento, mostró que había un calentamiento asimétrico. Por ello se recomienda que el fabricante dé instrucciones y criterios complementarios para discriminar los problemas de agarrotamientos de frenos y asesore sobre la forma oportuna de proceder en esos casos.

Hay diferentes modos de entender el escenario: la aeronave inicia el rodaje para el despegue con los frenos fríos y alcanza esa alta temperatura sin usar apenas el freno asociado, lo cual es una indicación clara de un problema técnico, y la detención de la aeronave definitivamente estará asociado a la formación básica de la tripulación. Pero tripulaciones diferentes en diferentes condiciones, como no disponer de apoyo técnico del operador, o entornos extremadamente cálidos o fríos pueden dar lugar a decisiones diferentes, y es también por este motivo que se estima oportuna la SR del párrafo anterior.

2.1.2. *El calentamiento de los frenos*

La única causa común de un agarrotamiento de frenos de las ruedas 5 y 6 de la pata LH se ha encontrado en la presurización indebida del sistema alternativo de frenos (hidráulico amarillo), después de que se soltaran los frenos de parking al iniciar la operación. Tres componentes: válvula de seguridad, filtro y servoválvula, pudieran ser responsables de esa condición que de alguna manera se reprodujo tras el evento en las pruebas funcionales realizadas. Las inspecciones en taller de los componentes desmontados no fueron definitivas pero permiten sospechar que partículas extrañas atascaron el retorno de la presión en la servo-válvula. Además, la presión actuando durante más de una hora desde el momento del arranque de los motores, en el que se presurizan los sistemas hidráulicos, pudo propiciar rezumes de líquido hidráulico que se fueran acumulando exteriormente.

Se constata en los datos de FDR que los frenos de la pata izquierda no se utilizaron a partir del momento en el que se evidenciaron los problemas con su temperatura, por lo que el uso de los frenos no contribuyó de ninguna manera al aumento de temperatura de los conjuntos de frenos de las ruedas 5 y 6 del tren de aterrizaje izquierdo.

Se ha observado también que los ciclos de calentamiento en la fase del final de la rodadura se hacen más rápidos; en seguida se recalientan de nuevo los frenos a poco que se avanza tras una parada de enfriamiento. Se ha estimado que la razón estriba, por un lado, en una mayor fricción por un posible aumento de la presión residual del sistema hidráulico alternativo al estar sometida la instalación a elevadas temperaturas; y por otro lado, a la inercia térmica, esto es, desaparición del efecto de pozo de calor cuando, después de casi una hora de rodaje, el calor empapaba toda la pata de tren.

La aeronave no disponía de ventiladores de refrigeración de los paquetes de freno. Estos ventiladores se utilizan para disminuir el calentamiento de los frenos experimentado en

el aterrizaje y facilitar un tiempo corto de escala. Es posible que de haber estado equipado el avión con ventiladores, las indicaciones de temperatura hubieran sido menores, pero tan solo se habría enmascarado el problema que seguiría latente.

2.1.3. *La contaminación del sistema hidráulico y consideraciones de mantenimiento*

Los análisis espectrográficos confirmaron que el líquido hidráulico de los sistemas estaba prácticamente libre de contaminación. Sin embargo, las huellas y rasguños observados en el carrete interior de la servoválvula indican que alguna partícula de gran dureza, tipo grano de arena o sílice, debió estar alojado dentro de esa válvula. Por la concepción y diseño del sistema no existe en funcionamiento un flujo de líquido en el extremo del sistema, al que solo se transmite la presión dirigida a los pistones actuadores de los conjuntos de frenos. Solamente, tras los cambios de componentes, al purgar el sistema saldría un líquido que previamente habría pasado por un filtro que retendría cualquier impureza. Parece lógico pensar que la contaminación se habría producido, e introducido en el caudal del fluido hidráulico, en los propios cambios de componentes del tren de aterrizaje en general, y concretamente de los situados aguas arriba de la servoválvula. Por ello se emite una recomendación específica al Operador para que mejore los procesos de mantenimiento.

Tratando otro aspecto del mantenimiento y para prevenir que los casos de calentamientos elevados y prolongados de los conjuntos de frenos se deriven en incendios de los neumáticos, se debe enfatizar que se ha de ser riguroso en la limpieza de grasas, en la comprobación de fugas de hidráulico, no permitiendo siquiera ningún rezume, y evitar los excesos en la lubricación de los rodamientos. Estas indicaciones afectan no solo al personal técnico de mantenimiento sino también al propio personal de vuelo que ejecuta las comprobaciones pre-vuelo («walk around check list»).

2.2. **Ejecución de la operación**

La aeronave, en su operación y movimiento por las calles de rodadura del aeropuerto de Madrid, recorrió unos diez kilómetros y tardó unos 62 minutos hasta que se le desinflaran las ruedas y se prendieran fuego. Hubo tiempo para meditar y tomar decisiones serenamente por parte de la tripulación y también por parte de ATC, que no estaba al parecer en una situación de congestión de tráfico.

Prontamente, la tripulación advirtió el problema antes de alcanzar la mitad del recorrido de la rodadura hasta iniciar el despegue. Tomaron la precaución de no pisar el pedal de freno de la pata LH y las velocidades de la rodadura fueron cortas.

En la segunda parte del recorrido en alejamiento acierta la tripulación en posponer el despegue y pedir a control un espacio para detenerse y recibir ayuda. Control no percibe

que la situación sea complicada y hace avanzar a la aeronave otro kilómetro más, posiblemente para dejar liberado el acceso de otras aeronaves, a la cabecera de despegue de la pista 36R. Se puede razonar que el accidente no se hubiera producido si el avión hubiera recibido prontamente la atención que requería. En un aeropuerto de grandes dimensiones se debería contar con posiciones remotas de estacionamiento estratégicamente elegidas, de manera que los aviones con problemas técnicos o de otra índole que afecten a su seguridad puedan ser eficazmente apartados para recibir servicios. Entre los puntos de la trayectoria D y E el aeropuerto dispone de 12 posiciones de estacionamiento remoto, justo a la izquierda de la calle de rodaje M, y más adelante una plataforma de deshielo de la pista 36R.

Cuando ya se acercaba la aeronave a las proximidades de la cabecera de la pista 36R, la situación se hace insostenible. Con temperaturas en los conjuntos de freno afectados de 485 °C, la tripulación decide entonces cancelar el despegue, estacionar el avión y recibir asistencia técnica y asistencia de los servicios contra incendios de los bomberos.

En ausencia de una declaración de emergencia por parte de la aeronave, Control evade la cuestión de proporcionar asistencia de los bomberos y en cuanto a la asistencia técnica resuelve que se la ha de proporcionar el agente de handling del operador y en el punto de parking del que había salido la aeronave. Sin lugar a duda el servicio de control era consciente de las dificultades que el vuelo QTR 068 estaba soportando por las conversaciones de los distintos controladores bajo distintas frecuencias. Sin embargo, la visión del problema de cada uno de ellos era parcial y no llegaron a comprender completamente las demandas de la tripulación.

Se entiende por lo anterior que la asistencia proporcionada por control a la aeronave era mejorable, y que podría haber atendido las dificultades de esta aeronave convenientemente sin que hubiera sido necesario haber declarado emergencia. Por estos motivos se emite una recomendación de seguridad a AENA para que se revisen los procedimientos de control para que, en el caso de que una aeronave solicite la atención de los bomberos, se reúna la información necesaria para una evaluación certera de la situación y se proporcione la asistencia adecuada.

Alcanzar el lejano punto E había sido complicado por el estado en que se encontraba la aeronave; en el regreso la tripulación encaraba una prueba más difícil, como era volver al punto de origen, pero esta vez en precario, iniciando de nuevo la rodadura con los frenos ya recalentados. No debería haberse movido la aeronave de esa posición en el punto E, pero se explica la decisión de regresar al parking dada su situación: en campo abierto y sin la proximidad a un edificio de un aeródromo poco conocido para ellos, ya que no disponen su compañía de base de operaciones en él, y al que no llegaba la ayuda que de alguna manera pedían.

En su regreso se volvía a elevar enseguida la temperatura de frenos hasta 500 °C en el punto F donde hizo una nueva espera. Reanudada la marcha, y tras unos cinco minutos

de taxi, alcanzaba las proximidades del punto G. Entonces experimentó la aeronave el desinflado de las dos ruedas lo cual imposibilitaba nuevos desplazamientos, frustrando las intenciones de volver al parking T1. En esos momentos, 21:57 h, la autorización de Control para continuar rodando no recibe respuesta de la tripulación, que al insistir Control en su llamada, respondía con un escueto «stand-by», señal de que algo anormal se había sentido en la cabina de vuelo.

El FCOM hace referencia a una temperatura límite de 600 °C como temperatura máxima que no debe ser rebasada en ningún caso. El FCOM establece también una temperatura máxima de frenos de 300 °C antes de iniciar la carrera de despegue. Contempla, por otro lado, los casos de calentamientos anormales y asimétricos de algunos de los conjuntos de frenos del A-300 estableciendo una diferencia máxima de 150 °C entre ellos, lo que hacen sospechar que exista un agarrotamiento parcial de alguna de las ruedas.

Este accidente sin embargo demuestra que, un calentamiento prolongado con temperaturas que no superan los 500 °C, si se sigue rodando y acumulando calentamiento por deformación de los neumáticos, puede llegar a producir durante la marcha, no solo el disparo de los fusibles térmicos, sino la aparición de fuego por la presencia de un material combustible que active la ignición del caucho de las ruedas. La tripulación, aunque observó el calentamiento anormal y asimétrico de los conjuntos de freno, no acertó, con las instrucciones del FCOM, a evaluar la gravedad de la emergencia.

Sería oportuno que los operadores y tripulaciones tuvieran una más completa instrucción de cómo proceder en esos casos. Por ejemplo, se podría establecer nuevas limitaciones para rodar, igual que las hay para despegar, puesto que en la rodadura solo disponen de la referencia de 600 °C como temperatura máxima a no rebasar en ningún caso.

Los tripulantes son los primeros que pueden advertir la existencia de problemas de agarrotamiento de frenos. Estos agarrotamientos lógicamente no pueden producirse simultáneamente en todas las ruedas y los operadores deberían saber discernir, desde las primeras manifestaciones de calentamiento asimétrico, si hay probabilidades de un problema técnico o si las diferencias de calentamiento se deben a otras circunstancias, como puedan ser, por ejemplo, la operación con viento cruzado. Localizada la disfunción, aunque no se sobrepasen límites absolutos de calentamiento, se deberían tomar acciones para prevenir casos extremos de exposición a calentamientos, especialmente cuando se producen rodaduras de gran longitud.

El límite establecido de 600 °C de máxima temperatura en alguna rueda puede ser realista en casos de calentamiento de frenos de corta duración, por ejemplo, tras una frenada enérgica en un aterrizaje; sin embargo no se estima que esos límites sean conservativos en los casos de calentamientos continuados, en una operación extendida, en los que desaparece el efecto de pozo de calor que proveen las masas metálicas de la pata.

A este respecto se emite una recomendación para el fabricante, para que se difundan criterios y límites operacionales, inferiores a los 600 °C, relativos al uso de los frenos en los casos de operaciones anormales en tierra, de larga duración.

2.3. Evacuación

Dos minutos después del desinflado de las ruedas, y un minuto después de que la tripulación hiciera una pausa en las comunicaciones con Control, el incendio estaba declarado.

Fue otra aeronave quien primero informó, en castellano, de que había un incendio en la pata izquierda. Trasladada la información por Control en inglés a la tripulación, el comandante tomó la decisión de evacuar la aeronave.

El incendio no es confirmado por control, que seguramente solo veía el costado derecho de la aeronave, hasta que recibe la información de un coche FOLLOW ME que se encontraba por la zona y que entra en esos momentos en frecuencia 121,85 MHz. Los vehículos anti-incendios están llegando en esos instantes, pero ellos no comunican en la misma frecuencia; los bomberos enseguida controlan y extinguen el fuego. Al pedir la torre el cambio de frecuencia a la aeronave, frecuencia de 121,700 MHz que no estaba asignada a esa zona de rodaje, se impidió escuchar a bomberos, tanto en la frecuencia de la zona 121,85 Mhz como en la frecuencia de emergencias 122,795 MHz.

Aunque el coche FOLLOW ME trata de comunicarse por señas con la tripulación auxiliar que ha abierto las puertas del avión para intentar detener la evacuación, ésta prosigue para no aumentar la confusión del momento. Posiblemente se podría haber cancelado el desembarco si hubiera habido una mejor comunicación con los bomberos, aunque se entiende como lógica y razonable la decisión adoptada porque la cancelación pudiera generar confusión en el pasaje y problemas añadidos posteriores.

A lo largo de toda la operación de carreteo o taxi se registraron más de cinco cambios de frecuencia de radio con la intervención de distintos controladores que, fragmentariamente cada uno, conocieron las dificultades que experimentaba la aeronave. Los frecuentes cambios de control entorpecieron el seguimiento por parte de control de la operación.

Se da la circunstancia de que en los momentos iniciales de la evacuación, control transmite a la aeronave la instrucción de cambiar sus comunicaciones a otra frecuencia distinta de GMC; mientras tanto, Control sigue en comunicación con el coche FOLLOW ME y con otra aeronave que está por la zona, pasando información, en castellano, sobre los detalles de cómo se está desarrollando la evacuación.

Se estima que una comunicación más fluida y coordinada entre los distintos controladores que atendían las distintas frecuencias y la tripulación hubiera podido

mejorar la toma de decisiones por la tripulación evitando incluso la aparición del fuego y, unido a una comunicación de alerta de fuego en un idioma conocido por todas las partes, pudo haber evitado incluso la evacuación de emergencia causante de las lesiones de algunos pasajeros.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La aeronave experimentó un calentamiento asimétrico de los conjuntos de frenos 5 y 6.
- La aeronave hizo un camino de rodaje muy largo, como exige la extensión horizontal del aeropuerto de Madrid.
- Se alcanzaron temperaturas de frenos mayores de 300 °C, con las cuales no se permite el despegue.
- La tripulación decidió proseguir el rodaje con paradas temporales para no rebasar los límites de temperatura indicados en el FCOM (600 °C) con un amplio margen, ya que se detenían antes de que la indicación rebasara los 500 °C.
- Se alcanzaron incluso temperaturas de 500 °C en el regreso al parking. No había datos registrados relativos a presiones y temperaturas del sistema de frenos.
- No se facilitó a la aeronave un punto próximo de estacionamiento y no se le proveyó de la asistencia de bomberos que solicitaba, ya que no fue requerida la presencia de bomberos por control de torre.
- Las comunicaciones se desarrollaron en distintas frecuencias con un último cambio que le excluyó de informaciones relevantes para la evacuación.
- Muchas conversaciones en frecuencia de torre con otras estaciones se desarrollaban en español, impidiendo que la tripulación estuviera al tanto inmediatamente de lo que pasaba.
- Se declaró un fuego que afectaba a las ruedas posteriores de la pata LH.
- El incendio fue alertado con prontitud por otra aeronave rodando, fue atacado y controlado también en poco tiempo.
- Se ordenó una evacuación en la que se produjeron diversas lesiones a los pasajeros, resultando uno de ellos grave.
- La tripulación decidió no cancelar y detener la evacuación del pasaje en emergencia ante la posibilidad de producir confusión en el pasaje y que se produjesen males mayores.

3.2. Causas

Durante el largo rodaje para el despegue, se hizo evidente un sobrecalentamiento del conjunto de frenos de las ruedas n.º 5 y 6, ante lo cual la tripulación canceló el despegue y decidió continuar el rodaje para regresar al aparcamiento asignado, pero finalmente se produjo el desinflado de las dos ruedas y el inicio de un fuego sobre ellas.

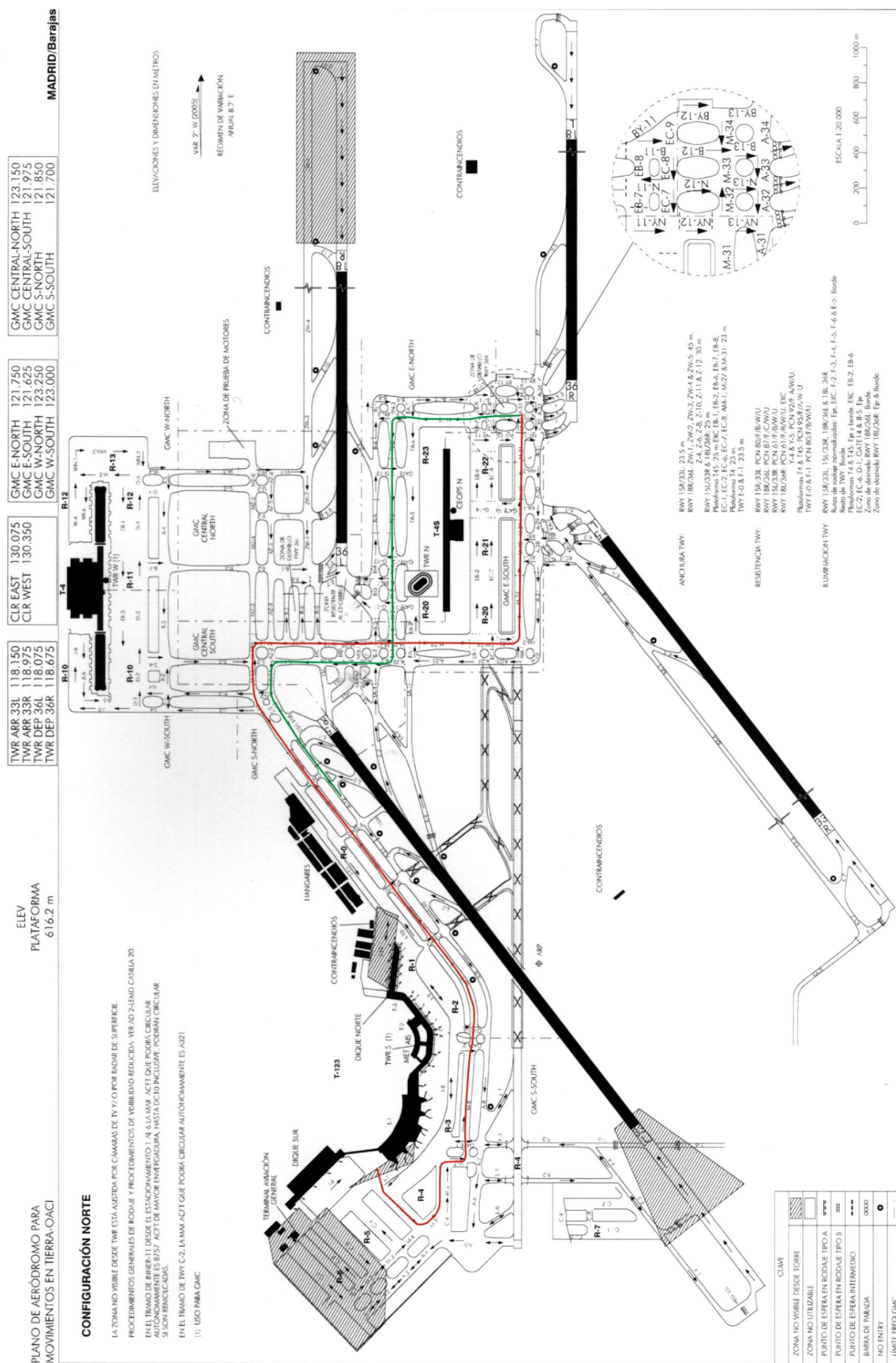
- El calentamiento de los frenos de las ruedas n.º 5 y 6 se produjo por una presión residual atrapada en el circuito alternativo de frenos por el bloqueo de la servo-válvula de control de esta pareja de ruedas, debido a la presencia de alguna partícula de material de alta dureza en el líquido hidráulico.
- Se considera que el inicio del fuego fue debido a la gran acumulación de calor sobre las ruedas afectadas, sin que hubiera con antelación fugas de líquidos inflamables, y a continuación de producirse el desinflado de las ruedas.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

- REC 08/10.** Si bien el FCOM en su punto 2.05.32 da instrucciones de cómo discernir si existe un agarrotamiento de frenos, la tripulación, basándose en esos criterios, decidió continuar el rodaje y finalmente se produjo fuego. Por ello se recomienda al fabricante que mejore el Procedimiento Anormal «Brake Temperature HI» para ayudar a las tripulaciones ante incrementos de temperatura paulatinos pero prolongados y rebajar el límite de temperatura de frenos para evitar la posibilidad de aparición de fuego sobre las ruedas.
- REC 09/10.** Se recomienda al Operador que refuerce la instrucción de sus pilotos de la flota A-300 para mejorar su capacidad de discernir la existencia de condiciones de frenos agarrotados y de adoptar las acciones y procedimientos operativos que ayuden a combatir con eficacia esa anomalía.
- REC 10/10.** Se recomienda al Operador que re-evalúe y mejore las condiciones en que se realizan las sustituciones de componentes y recargas de hidráulico en todos aquellos entornos que le puedan surgir, para asegurar que en estas tareas no se introduce en los circuitos hidráulicos contaminación, especialmente con partículas de alta dureza.
- REC 11/10.** Se recomienda a AENA que mejore los procedimientos en el caso de aeronaves con dificultades, anomalías o emergencias, en particular para garantizar en estos casos el intercambio de información y la coordinación entre controladores y con las tripulaciones, que se reduzcan en lo posible los cambios de frecuencia y se mantengan las comunicaciones en un idioma conocido por todas las partes, especialmente por todas las aeronaves en frecuencia.
- REC 12/10.** Se recomienda a AENA que se revisen los procedimientos de control para que, en el caso de que una aeronave solicite la atención de los bomberos, se reúna la información necesaria para una evaluación certera de la situación y se proporcione la asistencia adecuada.

ANEXO I

Carta de Madrid-Barajas



RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 3 de abril de 2010; 10:15 h local¹
Lugar	Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)

AERONAVE

Matrícula	EC-HUV
Tipo y modelo	CESSNA 172N
Explotador	Aerotec

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O320-H2AD
Número	1

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Alumno piloto
Edad	26 años	27 años
Licencia	Piloto comercial de avión	Alumno piloto
Total horas de vuelo	330 h	8 h
Horas de vuelo en el tipo	280 h	8 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

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

¹ La referencia horaria es la hora local a lo largo del informe. La hora UTC se obtiene restando 2 horas a la local.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El sábado 3 de abril de 2010, la aeronave Cessna 172-N, matrícula EC-HUV, ocupada por un alumno piloto y su instructor, despegó del aeropuerto de Madrid/Cuatro Vientos para realizar un vuelo de instrucción de doble mando. En primer lugar estuvieron haciendo un vuelo de navegación y posteriormente se dirigieron al aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo) para realizar prácticas de tomas y despegues.

Llevaron a cabo 3 tomas y sus correspondientes despegues con total normalidad.

En la parte final de la aproximación de la que sería la cuarta toma, ya con la aeronave a una altura de unos 3 m sobre la pista, el alumno piloto perdió el control de la aeronave, que se desplazó hacia la derecha a la vez que se precipitaba contra el suelo. En ese momento el instructor tomó los mandos y trató de hacer «motor y al aire», aunque no pudo evitar que el extremo del plano izquierdo impactase contra la pista, lo que descontroló aún más la aeronave, que se precipitó otra vez contra la pista. En esta ocasión el impacto se produjo con el extremo del plano derecho y con la pata de morro, produciéndose el colapso de esta última, a consecuencia de lo cual, la hélice golpeó contra el pavimento.

La aeronave quedó detenida en el lado derecho de la franja de pista, vista en el sentido de la aproximación, muy próxima a la pista y hacia la mitad de la longitud de ésta. Los ocupantes pudieron abandonarla por sus propios medios después de haberla asegurado.

1.2. Información personal

El piloto instructor disponía de licencia de piloto comercial de avión, válida hasta 27-08-2013, de certificado médico de clase 1 y 2 válidos hasta el 25-01-2011 y 25-01-2015 respectivamente, y de las siguientes habilitaciones:

Habilitación	Válida hasta
Multimotores terrestres de pistón	27-08-2010
Monomotores terrestres de pistón	30-01-2012
ATR 42/72	31-05-2010
Vuelo instrumental	31-05-2010
Instructor de vuelo	11-12-2011

Su experiencia de vuelo total era de 330 h, de las cuales 280 h eran en el tipo de aeronave del accidente. Como instructor acumulaba 89:18 h.

Se había incorporado al operador en octubre de 2009 y comenzó a dar instrucción de vuelo en febrero de 2010.

El alumno piloto había iniciado su formación en la escuela en el mes de octubre de 2009, y las clases de vuelo las había comenzado en febrero de 2010. Disponía de autorización de alumno piloto, expedida el 1-02-2010 con validez hasta el 26-02-2011, y certificado médico de clase 1 y 2 válidos hasta el 26-02-2011 y 26-02-2015 respectivamente.

Desde ese momento hasta el día del accidente había realizado 5 vuelos, con una duración total de 7:54 h, durante los cuales había hecho 18 tomas.

1.3. Información de aeronave

1.3.1. General

Matrícula:	EC-HUV
Fabricante:	CESSNA
Modelo:	172-N
Número de serie:	172-70374
Año de fabricación:	1978
MTOW:	1.043 kg

1.3.2. Motor

Fabricante:	LYCOMING
Modelo:	O-320-H2AD
Número de serie:	RL-832976T

Instalado en la aeronave (procedente de overhaul) el 2-07-2007.

1.3.3. Mantenimiento

Horas célula	5.069,20 h
Horas motor desde overhaul:	1.887,50 h
Potencial motor hasta overhaul	112,50 h

Últimas revisiones realizadas:

- Tipo 200 h, realizada el 3-11-2009 con 4.881,40 h
- Tipo 100 h, realizada el 5-02-2010 con 4.981,40 h
- Tipo 50 h, realizada el 12-03-2010 con 5.031,40 h

1.4. Daños a la aeronave

Plano izquierdo. Solamente tenía daños en su parte exterior. Se había desprendido la casi totalidad del wingtip, quedando únicamente unida al plano su parte inferior, que tenía marcas de roce de intensidad muy homogénea en toda su superficie. La parte exterior del plano se encontraba doblada hacia arriba un ángulo de 30°, a una distancia de 80 cm del extremo, afectando también al alerón.

Plano derecho. Mostraba un golpe de gran intensidad en el extremo del plano, concretamente en la parte inferior del borde de ataque, que había producido una deformación hacia arriba de la parte delantera exterior del plano. Este impacto se había transmitido a través de la estructura del plano hasta el encastre, produciendo deformaciones que podían apreciarse en los paneles de revestimiento. Asimismo, a consecuencia de estas deformaciones se había producido una pérdida de estanqueidad en el depósito de combustible de este plano.

Tren de morro. La pata de morro se encontró doblada hacia atrás debido a la rotura de parte de su anclaje a la estructura. La rueda se había desprendido debido a la rotura de la horquilla.

Fuselaje delantero. La parte inferior del fuselaje delantero, así como el capó inferior de motor, tenían marcas y deformaciones producidas por su apoyo contra el suelo.

Hélice. Ambas palas de la hélice estaban fuertemente dobladas hacia adelante, mostrando múltiples marcas transversales.



Figura 1. Fotografía del plano izquierdo



Figura 2. Fotografía del plano derecho



Figura 3. Fotografía del tren de morro



Figura 4. Fotografía de la hélice

1.5. Información meteorológica

El tiempo más probable el día 3 de abril de 2010 a las 10:15 h en el Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo), sería de vientos en superficie del WSW, de 5 a 10 kt, poco nuboso, temperatura alrededor de los 9 °C. En niveles bajos, hasta los 5.000 ft, el viento sobre la vertical del aeródromo sería del SW aumentando con la altura hasta aproximadamente los 20 kt.

Los METAR de la base aérea de Getafe, situada a 27 km al Noreste del aeródromo de Casarrubios, correspondientes a las 09:00, 10:00 y 11:00 h del día del accidente, son los siguientes:

030700Z 27007KT 9999 SCT010 07/05 Q1015, cuyo significado es: viento de dirección 270° y 10 kt de intensidad, visibilidad igual o superior a 10 km, nubes dispersas (de 3 a 4 octas) a 1.000 ft, temperatura de 7 °C, punto de rocío 5 °C y QNH de 1.015 hPa.

030800Z 27013KT 9999 BKN008 08/06 Q1015, cuyo significado es: viento de dirección 270° y 13 kt de intensidad, visibilidad igual o superior a 10 km, nubes fragmentadas (de 5 a 7 octas) a 800 ft, temperatura de 8 °C, punto de rocío 6 °C y QNH de 1.015 hPa.

030900Z 27011KT 9999 SCT010 09/05 Q1016, cuyo significado es: viento de dirección 270° y 11 kt de intensidad, visibilidad igual o superior a 10 km, nubes dispersas (de 3 a 4 octas) a 1.000 ft, temperatura de 9 °C, punto de rocío 5 °C y QNH de 1.016 hPa.

En el aeródromo de Casarrubios hay instalada una estación meteorológica que, entre otros parámetros, registra valores de velocidad y dirección media del viento. Para el periodo de tiempo comprendido entre las 9:50 y 10:50 h, ofrece los siguientes datos:

Intervalo (horal local)	Dirección (media)	Velocidad media (km/h)
09:50 – 10:00	247°	17,0
10:00 – 10:10	250°	18,0
10:10 – 10:20	248°	17,5
10:20 – 10:30	245°	22,5
10:30 – 10:40	242°	18,0
10:40 – 10:50	250°	20,0

1.6. Ensayos e investigaciones

1.6.1. *Declaraciones de la tripulación del instructor*

El instructor llegó a la escuela ese día a las 08:00 h, es decir, 1 h antes de la hora prevista de inicio del vuelo, y mantuvo una reunión de unos 30 minutos con el alumno en la que revisaron la misión a realizar ese día, los procedimientos de emergencia, etc.

Después de ello, se fueron al avión. El alumno hizo la inspección prevuelo, supervisado por el instructor, no encontrando ninguna anomalía en la aeronave.

La duración prevista del vuelo era de 2 horas, desde las 09:00 a las 11:00.

El despegue lo hicieron aproximadamente a la hora prevista. Las condiciones meteorológicas en Cuatro Vientos eran buenas, si bien al llegar al punto W se encontraron una zona en la que la visibilidad estaba reducida, aunque la pudieron atravesar sin problemas, y más allá se recuperaron las condiciones visuales normales.

Se dirigieron a la zona Sur de Madrid, donde estuvieron haciendo prácticas de navegación, y posteriormente se encaminaron al aeródromo de Casarrubios para hacer tomas y despegues.

La pista en servicio era la 26. Las condiciones de viento eran: dirección 220°/230° y de unos 10 kt de intensidad, que incidía sobre la aeronave de cara y de la izquierda. Hicieron tres tomas y despegues, con flaps a 10°, 20° y 30°.

En la cuarta toma, con flap a 30°, y con una velocidad indicada de 65 KIAS, que es 5 kt superior a la estándar para compensar el viento de cara, al hacer la recogida, a unos 5 m de altura, una ráfaga de viento, proveniente de la misma dirección que el

viento presente, empujó al avión, dejándolo en una actitud de morro muy alto, alabeado a la derecha y desplazado a la derecha de la pista.

En ese momento el instructor le indicó verbalmente al alumno que tomaba los mandos y asumió el control de la aeronave. Sonó el aviso de pérdida, justo después de la racha. El instructor aplicó potencia máxima e intentó alabear a la izquierda para situarse sobre la pista, bajó el morro del avión y quitó un punto de flap, con la intención de hacer «motor y al aire». Finalmente, no consiguió remontar el vuelo y la aeronave entró en pérdida, precipitándose en picado hacia el suelo.

Una vez detenido el avión, lo aseguraron y lo abandonaron.

2. ANÁLISIS

De acuerdo con la información recabada, los aterrizajes se realizaron por la pista 26, que era la que estaba en servicio en ese momento.

La predicción meteorológica presentaba un panorama con vientos del oeste-suroeste, de intensidad variable entre 5 y 10 kt, y en los niveles bajos, viento del suroeste con intensidad de 20 kt.

La estación meteorológica situada en el mismo aeródromo registró entre las 9:50 y las 10:50 h valores un poco más precisos, en los cuales la dirección oscilaba entre los 242° y los 250° (vientos del suroeste) y la velocidad media entre 17 km/h y 22,5 km/h (entre 9 y 12 kt aproximadamente).

Con esas condiciones meteorológicas, se puede afirmar que los aterrizajes se produjeron con viento ligeramente cruzado desde la izquierda, aunque con un ángulo de incidencia menor de lo que la tripulación pensaba, según recordaron después (dirección entre 220° y 230°).

La información que ofrecieron los miembros de la tripulación fue que la toma que dio lugar al incidente se realizó con los flaps desplegados 30°, es decir, con máximo ángulo. Con esta configuración es cuando proporcionan la máxima sustentación, y a la vez presentan la máxima resistencia, y se suele utilizar cuando se realizan aproximaciones con mucha pendiente. Asimismo, con los flaps totalmente desplegados el avión es más sensible a la acción del viento, siendo su comportamiento menos estable.

De la declaración de la tripulación se desprende que la maniobra de recogida pudo ser excesiva, quedando tras ella la aeronave con una actitud de morro alto y posiblemente corta de velocidad.

Estando la aeronave en esas condiciones, una racha de viento incidiendo desde la izquierda pudo producir los efectos que relató la tripulación: incremento de la elevación

del morro, alabeo a la derecha y reducción de la velocidad, llegando a sonar el avisador de pérdida, produciéndose ésta a continuación.

En ese momento el instructor tomó los mandos. Aumentó los gases, alabeó a la izquierda, no sólo para contrarrestar la inclinación a la derecha que tenía el avión, sino también para colocarlo sobre la pista, bajó el morro y subió un punto de flap, pero no consiguió recuperar la pérdida.

Durante un viraje disminuye la velocidad de la aeronave a la par que se produce un incremento de la velocidad de entrada en pérdida. Por su parte, la retracción del flap genera una disminución de la sustentación del ala.

Si se hubiera contrarrestado el alabeo solamente para nivelar la aeronave y permitir que ésta ganase velocidad sobrevolando la franja de pista y después, ya con una velocidad más elevada, se hubiera actuado para retraer el flap, probablemente se habría conseguido minimizar la altura perdida por la aeronave, y quizás evitar que ésta impactase contra la pista. En cualquier caso, la altura sobre el suelo era muy reducida, por lo que apenas existía margen para resolver la situación y evitar el impacto con el terreno.

3. CONCLUSIONES

Se considera que este accidente fue causado probablemente por una entrada en pérdida motivada por la incidencia de una ráfaga de viento inmediatamente después de efectuar la recogida para el aterrizaje que situó al avión en una actitud de excesivo ángulo de ataque. La tripulación no logró recuperar la pérdida de forma efectiva antes del impacto con el suelo.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 6 de junio de 2010; 16:10 h local¹
Lugar	Aeródromo de Totana (Murcia)

AERONAVE

Matrícula	EC-KYX
Tipo y modelo	PIPER PA-38-112
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-235-L2C
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	53 años
Licencia	Piloto privado de avión (PPL(A))
Total horas de vuelo	193:30 h
Horas de vuelo en el tipo	82 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Placer
Fase del vuelo	Despegue

INFORME

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

¹ La referencia horaria es la hora local. Para hallar la hora UTC deben restarse dos unidades.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El avión Piper PA-38-112 de matrícula EC-KYX había partido del aeropuerto de Almería a las 12:00, con dos ocupantes a bordo y destino al aeropuerto de San Javier (Murcia), para realizar un vuelo de carácter privado.

Según informó el piloto, cuando llevaba una hora de vuelo y se encontraba volando a 5.000 ft de altitud con rumbo norte, en las proximidades de Totana (Murcia), observó una bajada de las revoluciones del motor y que este no funcionaba con normalidad, sin que se llegase a parar en ningún momento, por lo que decidió tomar tierra en el campo de vuelo de ultraligeros de Totana. Se incorporó en el tramo de viento en cola a la izquierda de la pista 21 y aterrizó con normalidad.

Después de tres horas parado en ese campo, puso en marcha el avión, realizó la prueba de motor y despegó por la misma pista 21 con viento del sureste de intensidad 10 kt y



Figura 1. Croquis del incidente

rachas de hasta 25 kt. Inmediatamente después de la rotación el motor se paró, y el avión cayó al suelo desde muy poca altura.

Las huellas encontradas en el suelo indicaban que el avión tocó en el suelo con las ruedas del tren principal y que a continuación se salió por el margen derecho de la pista, volvió a ella, y finalmente pasó aproximadamente a 1 m de altura por encima del final de la pista, quedando detenido en un terreno arado en la prolongación del eje. Durante el recorrido el avión se elevó ligeramente y golpeó contra el suelo en varias ocasiones. En el impacto que tuvo lugar tras rebasar el final de la pista, se rompió la rueda derecha.

Los ocupantes resultaron ilesos y abandonaron la aeronave por sus propios medios.

Durante el recorrido, se desprendió la pata derecha al golpear contra un saliente del terreno y quedó depositada en el mismo lugar del impacto, aproximadamente a 70 m. de donde quedó detenido el avión.

También tuvo daños de importancia la pata de morro, cuyo mecanismo, al deformarse, arrancó el tornillo de sujeción y produjo un agujero en el cárter del motor, por donde se perdió todo el aceite.

El plano izquierdo presentaba una deformación en el borde de ataque en un punto cercano a la punta y el plano derecho otra deformación similar, también en el borde de ataque, pero cerca del encastre.

Una de las palas de la hélice no presentaba daños y la otra tenía una ligera deformación hacia atrás.

1.2. Información sobre el piloto

El piloto, de 53 años de edad, contaba con la licencia de piloto privado de avión PPL(A), desde marzo de 2009. Tenía una experiencia total de 193:30 h de vuelo, de las cuales 82 h las había realizado en el tipo, habiendo realizado el resto en distintos aviones (CESSNA 172, RALLYE COMODORE, TECNAM 92 y 96, A 22 y ZENAIR 801).

1.3. Información sobre la aeronave

El avión fue fabricado en 1979 con número de serie 38-79A0751. Contaba con el certificado de aeronavegabilidad en vigor y había pasado las siguientes revisiones de mantenimiento:

- El 19 de enero de 2009 se llevó a cabo una reparación general («top overhaul») con instalación de varias piezas nuevas entre las que se encontraban los piñones de la bomba de aceite, un árbol de levas y cuatro ejes de balancín. También se realizó una

revisión general («overhaul») del carburador, alternador, encendido, magnetos y bomba de vacío, así como una prueba del motor en banco.

- El 9 de julio de 2009 se hizo la revisión de 50 h.
- El 29 de enero de 2010 se realizó la revisión de 100 h.

Su manual de vuelo indicaba que la máxima componente de viento cruzado demostrada es 15 kt.

Los procedimientos del avión indican que durante el despegue debe estar puesta la bomba de combustible. En las listas de chequeo se refleja concretamente que debe ser durante la puesta en marcha del avión cuando se debe conectar la bomba, y mantenerla en esa posición durante el despegue.

1.4. Inspección posterior al incidente

En la inspección posterior al incidente se comprobó que el depósito izquierdo tenía aproximadamente 27 l (7,13 gal) de combustible y el depósito derecho 14 l (3,69 gal)².

No se pudo determinar desde cuál de los depósitos se estaba alimentando al motor en el momento del incidente, porque la llave de combustible en cabina estaba cortada y el piloto no lo recordaba con exactitud. No obstante, al inspeccionar todo el sistema de combustible, se comprobó que desde el depósito ubicado en el plano derecho no llegaba alimentación a la válvula selectora, y por lo tanto, tampoco al motor.

El filtro de combustible estaba limpio, pero una de las piezas de conexión que unía la tubería de salida del depósito derecho con la tubería de entrada en la válvula selectora se encontró parcialmente obstruida por un pequeño trozo de plástico de 5 mm de longitud (figuras 2 y 3). El diámetro de la tubería es de 12,7 mm (1/2").



Figura 2. Conector parcialmente obstruido



Figura 3. Restos vistos al microscopio

² Este avión tiene una capacidad total de 121 l (32 gal), de los cuales 7,5 l (2 gal) no son consumibles.

Se desmontaron tanto el carburador como la bomba de combustible para realizar pruebas funcionales a ambos elementos, no encontrándose ningún tipo de daño o disfunción en ninguno de ellos.

La bomba de combustible estaba desconectada, aunque no se pudo precisar si lo había estado durante la operación de despegue o fue desconectada posteriormente al accidente.

Tampoco se encontró ningún otro elemento del motor que presentase algún fallo o cualquier tipo de irregularidad en su funcionamiento.

La hélice presentaba una ligera deformación hacia atrás en una de sus palas. Las huellas que dejó en el suelo durante su recorrido se correspondían con un ligero trazo recto y continuo y estaban en los mismos tramos que las marcas que dejaron las ruedas del tren principal durante la trayectoria en tierra.



Figura 4. Fotografía de la hélice y detalle de la pala dañada

2. ANÁLISIS

En relación con la disfunción que sufrió el motor en vuelo, que según informó el piloto le llevó a tomar la determinación de aterrizar en el campo de ultraligeros, no se hallaron indicios que determinaran que tipo de fallo se pudo producir para provocar una bajada en las revoluciones del motor.

Respecto al incidente que se produjo durante el despegue después de haber estado el avión parado un intervalo de tiempo cercano a tres horas, se pueden sacar algunas conclusiones basadas en la inspección posterior al accidente.

Las huellas dejadas en el terreno permiten afirmar que una vez realizada la rotación y hasta el momento del impacto final, la aeronave tocó el suelo y se elevó a poca altura, en al menos cuatro ocasiones. La trayectoria que describió no fue rectilínea, sino que discurrió en parte por la derecha de la pista, para después volver sobre ésta y extenderse finalmente por la prolongación del eje. Las marcas continuas y poco profundas dejadas por la hélice en el suelo confirmarían que estaba parada cuando se produjo el primero de los impactos, lo que sería indicativo de que el motor estaba parado antes del primer impacto.

La rueda derecha del tren principal se desprendió en el primer choque que tuvo una vez rebasado el final de pista. La ausencia de huellas de arrastre desde ese punto hasta el lugar donde quedó depositado el avión, unos 70 m más adelante, indicarían que este último tramo lo recorrió por el aire. El impacto final se produjo cuando el avión contaba con poca velocidad de traslación y desde muy poca altura, ya que no había marcas que indicaran ningún desplazamiento hacia delante.

Durante la inspección se constató que el depósito de combustible del plano derecho tenía 14 l (3,69 gal), cantidad esta superior al remanente que no es consumible, que son 3,78 l (1 gal). Se constató también que desde el depósito derecho no le había llegado combustible a la llave selectora en cabina y tampoco al motor, y se descubrió una pequeña obstrucción parcial en el tramo del circuito que iba desde el depósito del lado derecho a la llave selectora. Por el contrario, se comprobó que desde el depósito izquierdo llegaba combustible tanto a la llave como al motor. Esto hace pensar que en el momento del despegue llevaba seleccionado el depósito derecho.

De acuerdo con estos indicios, y teniendo en cuenta la información disponible referente a la dirección y velocidad del viento en el momento del despegue, éste se produciría con viento variable incidiendo desde el lado izquierdo (situación de viento cruzado). Cuando alcanzó la velocidad de rotación el avión se fue al aire, pero seguramente con las condiciones cambiantes del viento, es probable que no lograra mantenerse en el aire y progresar normalmente con el ascenso. La incidencia del viento desde el lado izquierdo, que en algunos momentos pudo exceder a la máxima componente demostrada para este avión, pudo producir un alabeo hacia la derecha, que transitoriamente desplazaría el combustible del depósito derecho hacia la punta. No hay certeza de si llevaba conectada o no la bomba de combustible, aunque es probable que ocurriera esto último. Precisamente el empleo de la bomba está especialmente indicado en el despegue, de acuerdo con el manual de vuelo, para garantizar el suministro de combustible al motor en esa fase. Por último, la partícula que se encontró en el tramo de salida del depósito hacia la llave selectora pudo provocar una obstrucción parcial del flujo que agravaría el funcionamiento continuo del motor. Con todo el motor se terminó parando.

3. CONCLUSIONES

Se puede considerar que la causa probable del incidente fue la ejecución del despegue con una intensidad de viento cruzado que seguramente excedió el límite demostrado para el avión, en combinación con una parada de motor producida probablemente porque la alimentación del combustible hacia el motor se vio interrumpida por una obstrucción parcial en el circuito desde el depósito a la llave selectora, y porque probablemente la bomba de combustible no estaba conectada durante el despegue por lo que los movimientos del combustible en el interior del depósito pudieron provocar un corte del flujo hacia el motor.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-045/2006	27-07-2006	EC-IJF	Bombardier CRJ200 CL-600-2B19	29.8 NM east of Barcelona Airport .. FL 235	95
A-053/2006	08-09-2006	A7-ABV	Airbus 300-600 (B4-622R)	Madrid-Barajas Airport	127

Foreword

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

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

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

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

Abbreviations

00°	Degrees
00 °C	Degrees centigrade
AENA	Spain's airport and air navigation authority
AGB	Accessory Gearbox
AMM	Aircraft Maintenance Manual
ARM	Airworthiness Review Meeting
ATC	Air Traffic Control
ATPL	Airline Transport Pilot License
BEA	Bureau d'Enquêtes d'Accidents (France)
BSCU	Brake Steering Control Unit
CMM	Component Maintenance Manual
CPL	Commercial Pilot License
CRM	Cockpit Resource Management
CSN	Cycles Since New
CSO	Cycles Since Overhaul
CVR	Cockpit Voice Recorder
DFDR	Digital Flight Data Recorder
DME	Distance Measuring Equipment
EASA	European Aviation Safety Agency
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitoring
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System
EICAS	Engine Indication and Crew Alerting System
EPR	Engine Pressure Ratio
FA	Flight Attendants
FAA	Federal Aviation Administration
FCOM	Flight Crew Operations Manual
FDR	Flight Data Recorder
ft	Feet
g	Gravity acceleration
GMC	Ground Movement Control
GS	Ground speed
h	Hour(s)
HP	Horsepower
hPa	Hectopascal(s)
HPT	High Pressure Turbine
ITT	Inter-Turbine Temperature
kg	Kilogram(s)
km	Kilometer(s)
kt	Knot(s)
LH	Left
LP	Low Pressure
LPT	Low Pressure Turbine
m	Meter(s)
MAC	Mean Aerodynamic Chord
METAR	Meteorological Aerodrome Report
MFC	Main Fuel Control
MHz	Megahertz
MLG	Main Landing Gear
MTOW	Maximum Take Off Weight
NM	Nautical Miles
NTSB	National Transportation Safety Board
P/N	Part Number
PF	Pilot Flying
PNF	Pilot Not Flying
PRH	Pilot Reference Handbook
RH	Right

Abbreviations

RPM	Revolutions Per Minute
RTO	Rejected Take-Off
S/N	Serial Number
SOV	Shut off Valves
TOW	Takeoff Weight
TSN	Time Since New
TSO	Time Since Overhaul
TWR	Control tower
UTC	Coordinated Universal Time
VG	Variable Geometry
VOR	VHF Omnidirectional Range

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Thursday, 27 July 2006; 22:15 local time
Site	29.8 NM east of Barcelona Airport, FL 235

AIRCRAFT

Registration	EC-IJF
Type and model	BOMBARDIER CRJ200 CL-600-2B19
Operator	Air Nostrum LAM

Engines

Type and model	GENERAL ELECTRIC CF34-3B1
Number	2

CREW

	Pilot in command	Copilot
Age	36 years old	29 years old
Licence	ATPL	CPL
Total flight hours	5,100 h	Not available
Flight hours on the type	3,950 h	1,714 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			4
Passengers			44
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Heavy damage to left engine
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Commercial air transport – Scheduled – International – Passenger
Phase of flight	En route – Climb

REPORT

Date of approval	7 October 2010
------------------	----------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On 27 July 2006, aircraft EC-IJF, callsign AN8174, was operating out of Barcelona airport en route to Basel. For the cockpit crew, consisting of the captain and copilot, it was the first flight of the day. For the two members of the cabin crew, who were attending to the 44 passengers onboard, it was the second flight after two hours of activity. The aircraft had started its operation at 07:37, the incident flight being the eighth and last of the day.

The aircraft took off normally at 22:01:22 from runway 25R. Six minutes later they were cleared by ATC to deviate from instrument departure DALIN 1D to fly around a storm area. Fourteen minutes into the flight, at 22:15:43, in an area without any weather problems, there was a loud bang followed by strong jolts. The aircraft was 29.8 NM east of Barcelona airport flying over the Mediterranean Sea. The airplane was climbing through 23,515 ft. Its speed was 248 kt and its heading 060°.

The following warnings were immediately received: left engine reverser unlocked, smoke in the lavatory, left engine low oil pressure and, seven seconds after the bang, fire in the left engine. The crew combated the emergency by entering the engine fire procedure. As recorded on the CVR, the engine was shut down off 16 seconds after the fire warning was received and the first fire extinguishing bottle was discharged after 71 seconds. Since the fire warning did not clear, they discharged the second bottle, which also failed to extinguish the fire. They declared an emergency to ATC and decided to return to Barcelona airport. While flying toward the field on a heading of 250°, the crew executed a 360° turn to lose altitude and start the final approach. The cabin crew prepared the passengers for an emergency landing with a possible evacuation on the runway.

At 22:25:30, with the aircraft on short final and after 9 minutes and 40 seconds, the left engine fire warning cleared. The aircraft landed with a single engine on runway 25R and came to a stop on exit taxiway GA at 22:29:27.

The cockpit crew ordered an evacuation at 22:29:44 out the right side using the front and rear doors. The firefighting service, which had been alerted, was present during the evacuation and applied firefighting foam as a precaution, though at that time they did not notice any flames or smoke coming from the engine.

All 48 people onboard were uninjured. The aircraft suffered significant damage, but only to the left engine.

1.2. Damage to aircraft

The damage to the aircraft was confined strictly to the left engine. A cursory glance revealed that a fan blade and the upper and lower access cowls had detached, as well

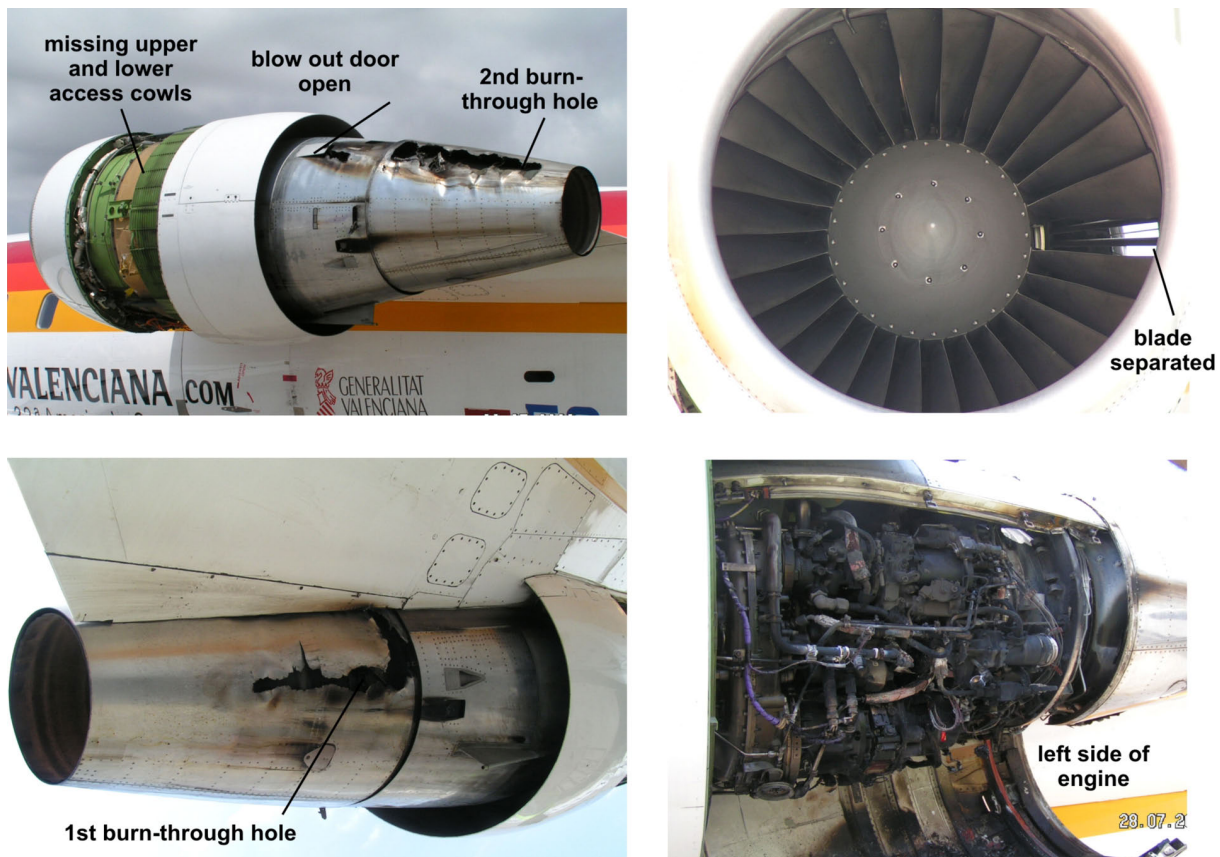


Figure 1. Left engine of aircraft EC-IJF after the incident

as areas where an intense fire had burned through. There was no damage to the rest of the aircraft.

1.3. Personnel information

1.3.1. Information about the captain

The captain, 36 years of age, had an airline transport pilot license and CRJ-100 and instrument ratings, all valid and in force at the time of the incident.

He had been working for Air Nostrum since the year 2000. He had a total of 5,100 flight hours and had flown 3,950 h on the CRJ, 2,300 as a copilot. As captain he had accumulated 1,650 h since August 2004. In the 24 hours prior to the incident he had a total of 3:20 h of flight activity. The incident flight was his first flight of the day. He was seated in the LH seat.

As part of the initial and ongoing training he had received since joining the company, he had taken an initial and four refresher courses on cockpit resource management (CRM), the last of these on 1 June 2006, two months before the incident.

1.3.2. *Information about the copilot*

The copilot, 29 years of age, had a commercial pilot license and valid and in force CRJ-100 and instrument ratings at the time of the incident.

He had been working for Air Nostrum since 2004 and had accumulated 1,714 h, all as a CRJ copilot. Like the captain, he had a total of 3:20 h of flight activity in the 24 hours prior to the incident. The incident flight was the first of the day. He was seated in the RH seat and was the pilot flying at the time of the incident.

As part of the initial and ongoing training he had received since joining the company, he had taken an initial and two refresher courses on cockpit resource management (CRM), the last of these on 26 April 2006, three months before the incident.

1.3.3. *Previous flights of captain and copilot as a crew*

Since the time when the copilot joined the company two years before, the two had flown together prior to the incident flight on 24, 25 and 26 July 2006 and on 8 July 2005.

1.3.4. *Information about cabin crew*

The two flight attendants had valid and in force licenses and medical certificates on the date of the event. The purser was 27 years old and had 1,536 h at the company. The second attendant was 23 years old and had accumulated 91 hours. Their flight activity on that day had begun when they took over as the cabin crew on aircraft EC-IJF at Bologna airport (Italy) on the flight prior to the incident. They had been working for just over two hours.

1.4. **Aircraft information**

1.4.1. *General*

The BOMBARDIER CANADAIR CL-600-2B19 CRJ-200 is a twin-engine jet with a capacity for 50 passengers and is intended for use in regional and short-range flights. Its maximum takeoff weight is 23,133 kg.

The incident aircraft, S/N 7705, had been manufactured in 2002 and delivered to Air Nostrum in November 2002. On the date of the incident it had all the authorizations, certificates and insurance required for the conduct of public passenger transport operations.

1.4.2. *Status of aircraft and maintenance*

The aircraft was factory equipped with two General Electric GE CF34-3B1 engines, S/N GE-E-873549 (left engine) and GE-E-873548 (right engine).

At the time of the incident both engines had accumulated a total of 10,896 h (TSN) and 8,899 cycles (CSN). The left engine was manufactured in June 2002 and installed on the incident aircraft S/N 7705 EC-IJF in September 2002, prior to aircraft delivery by Bombardier to Air Nostrum in November 2002.

As for maintenance, on 15 August 2003 the main fuel control (MFC) on the left engine was replaced in conformance with General Electric service bulletin 73-034, which was issued on February 10, 2003. The same action was carried out on the right engine half a year later, on 4 January 2004. In the time since this replacement, the left engine had operated for 8,601 h and 7,064 cycles. There were no maintenance entries in the engine log book related to the fan blades.

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

The CF34-3B1 is a dual shaft turbofan engine with a high bypass ratio.

In the low pressure (LP) shaft, the single-stage fan is driven by the four-stage low pressure turbine (LPT). The fan consists of a wheel of 28 blades joined to a disk. Each blade is made of a single piece of forged titanium weighing some 1.2 kg. 100% N1 is equivalent to 7,400 RPM. The high pressure (HP) shaft consists of a 14-stage compressor and a high pressure turbine (HPT) with two stages. Its nominal RPM value at 100% N2 is 17,820. Both shafts rotate clockwise as seen from the exhaust end. The location of the engine components is generally expressed in terms of a hypothetical clock face as seen from behind. The main fuel control (MFC) is thus at the 8 o'clock position, on the left side.

Six of the 14 HP compressor stages feature a variable geometry (VG) system that modifies the position of the stator vanes by means of two actuators that rely on hydraulic force provided by the fuel.

The lubrication system for the seven bearings that support the two engine shafts contains a maximum of seven liters of oil.

The fan discharge airflow can be reversed via blocker doors that deploy in the fan discharge duct when the fan reverser translating cowl moves aft.

The accessory gearbox (AGB) is located ahead of the accessory compartment and has three attachment points, at 3:00, 6:00 and 9:00. These points are frangible so as to

protect the AGB casings. There is a secondary attachment that limits the movement of the box as a whole should the main attachments fail. The main fuel pump (MFP) and main fuel control (MFC) is attached at the base of the AGB.

1.4.4. *Engine cowls and fairings*

The engine is shrouded in various cowls and fairings that provide it with a tapered aerodynamic surface. The casings, cowls and fairings create annular compartments around the engine within which flows a stream of air to provide cooling and to vent possible inflammable vapors. For ease of cooling the core cavity is divided into 2 zones (forward compartment or zone A and aft compartment or zone B) by a radial fireshield, located just aft of the high pressure turbine. The air supply for the forward compartment enters through 31 holes and exits through 4 holes. The air supply for the aft compartment enters through 4 holes. By way of reference to the descriptions provided in this report, we note the following components:

- Upper and lower access cowl.
- Translating cowl.
- Upper and lower core cowl. These are hinged and latched so as to provide access to accessories and other engine components. These cowls are supported and closed atop a firewall that isolates the accessory compartment area from the exhaust and low pressure turbine. At the 11:00 position there is a blow out door that releases pressure to the outside in the event of an excessive pressure rise.
- Exhaust nozzle fairing.

1.4.5. *Fire protection systems*

The aircraft has a fire detection and extinguishing system that responds to engine fire or overheat conditions.

There are two engine detection zones: the core or the compartment under the engine cowls (which triggers an ENG FIRE message on EICAS) and the area under the exhaust pipe fairings (which triggers a JET PIPE OVHT message on EICAS). Each of these zones is equipped with two detection loops to ensure system redundancy. When a fire or overheat condition is detected in the engine core, a visual ENG FIRE warning is generated on EICAS, the ENG FIRE PUSH button illuminates and the fire bell sounds.

The suppression system consists of two bottles that can be discharged into either engine. The discharge first requires pressing the ENGINE FIRE PUSH button in the cockpit, which closes the shutoff valve, SOV, and then the BOTTLE ARMED PUSH TO

DISCH. The system is designed to combat a confined fire detected within the engine nacelle's compartments.

In the lavatory there is a smoke detector that, if triggered, turns on the SMOKE TOILET caution.

1.4.6. *Fuel system*

The fuel system on this aircraft allows cutting off the fuel supply from the tanks, located in the wings, to the engines at two points. The first is in the center box at the outlet of the tanks and relies on two SOVs (shutoff valves), one for each engine; the second is in the main fuel control (MFC), located in the engine. The manufacturer estimates that there is a maximum of 4.06 liters of fuel between these two cutoff points.

If the ENG FIRE PUSH button is pressed in the cockpit, the fuel SOV for that side closes, the BOTTLE ARMED PUSH TO DISCH button illuminates and the ENG SOV CLSD message appears on EICAS. In addition, if the thrust lever is retarded in the cockpit to the cutoff position, the main fuel control will close.

1.4.7. *EICAS warnings*

The aircraft is equipped with a central advisory system, which is a part of EICAS (Engine Indicating and Crew Alerting System), and that generates visual and aural messages to notify the crew of conditions, alerts, cautions and warnings associated with aircraft systems. Depending on the nature of the problem, only visual warnings, or visual and aural signals, may be generated.

According to information in the maintenance manual, the way the messages recorded on the flight of EC-IJF are displayed on EICAS is as follows:

- Fire in engine core: warning advisory that displays the words L ENG FIRE in red on the EICAS screen. At the same time the master warning red pushbutton flashes and a triple chime sounds, followed by the fire bell.
- Low oil pressure: warning notification that displays the words L ENG OIL PRESS in red on the EICAS screen. At the same time the master warning red pushbutton flashes and a triple chime sounds, followed by the synthetic voice "ENGINE OIL".
- Reverser unlocked: caution notification that displays the words L REV UNLOCKED in amber on the EICAS screen. At the same time the master caution amber pushbutton flashes and a single chime sounds.
- Smoke in lavatory: caution notification that displays the words SMOKE TOILET in amber on the EICAS screen. At the same time the master caution amber pushbutton flashes and a simple chime sounds, followed by the synthetic voice "SMOKE".

1.4.8. EGPWS "TOO LOW TERRAIN" warning

The CRJ-200 has a ground proximity warning system (EGPWS) that monitors the flight status of the aircraft with relation to the terrain and alerts the crew if necessary. One of this system's modes of operation, mode 4B, was activated while aircraft EC-IJF was on approach, generating the "TOO LOW TERRAIN" warning. This aural notification is triggered when the gear is down, the flaps are not in a landing configuration and the aircraft crosses a linear boundary defined between 1,000 and 245 ft at a speed in excess of 159 kt. This warning can be cleared in the cockpit by pressing the FLAP OVRD button.

1.5. Flight recorder and ATC information

The data from the flight data recorder (DFDR, FA2100, P/N 2100-4343-00 and S/N 000188834), the cockpit voice recorder (CVR, FA2100, P/N 2100-1020-00 and S/N 000187083) and the communications with ATC services allowed investigators to reconstruct the sequence of events that occurred on the flight. The data correlation between the DFDR, CVR and ATC shows an average delay of seven seconds in the time references provided by ATC with respect to those of the DFDR. The time references used in this section correspond to the local time as recorded by ATC.

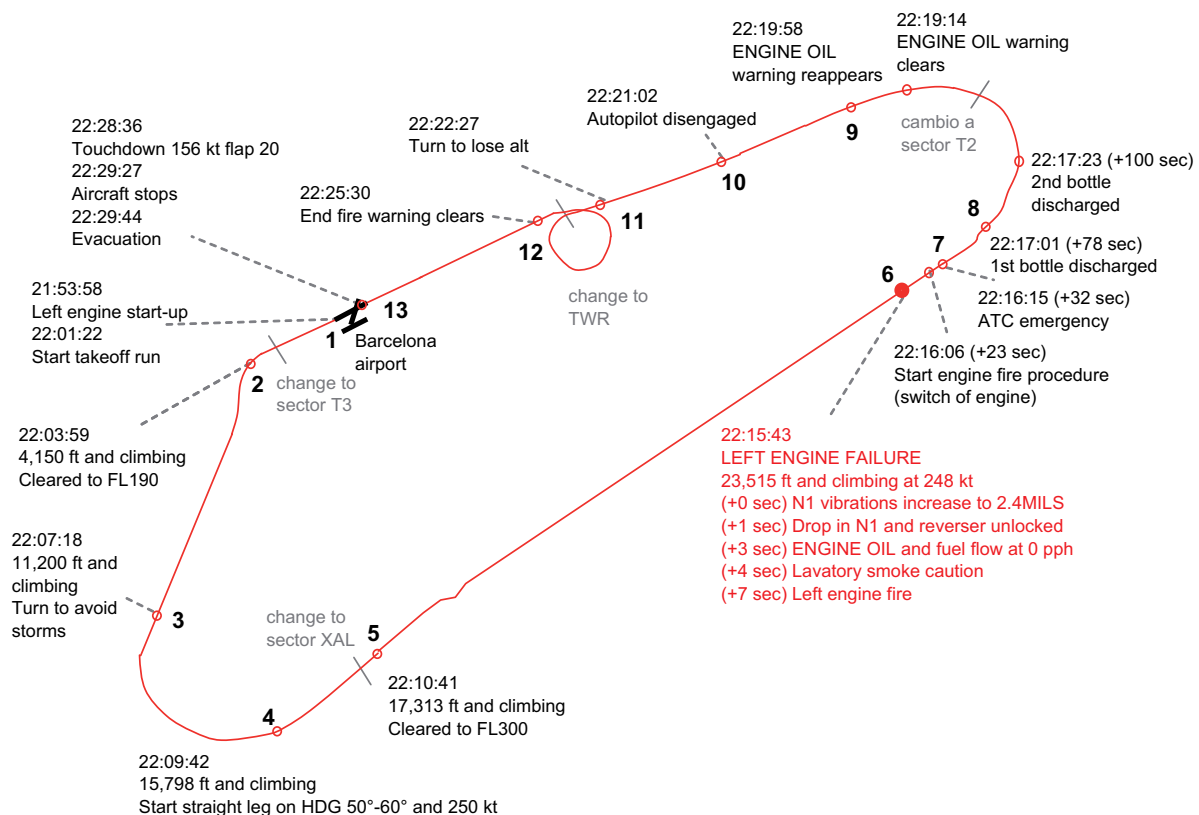


Figure 2. Complete flight path

The flight lasted a total of 36 minutes from the initial engine startup to shutdown. Figures 2 and 3 show the complete flight of aircraft EC-IJF. The first 22 minutes (points 1 to 5 in Figures 2 and 3) transpired without incident and with the engines working normally. The aircraft climbed, requested a turn to avoid an area of storms and continued climbing on a course of 50°-60° and an average GS of 250 kt (segment 5-6 in Figures 2 and 3).

At 22:15:43, with the aircraft at an altitude of 23515 ft, at 248 kt and climbing, the left engine failed (point 6 in Figures 2 to 5). At that instant the left engine N1 RPMs indicated 93.2% and the ITT temperature was 780 °C. On takeoff, at sea level and with takeoff thrust, the N1 RPMs were 87.6% and the ITT temperature was 790 °C. The recorders show the following after the failure:

- Left engine N1 vibrations at 2.4 mils and vertical acceleration at -1.32g.
- At t = +1 second the left engine reverser unlocked and N1 started to fall.
- At t = +3 seconds the left engine low oil pressure was received and the fuel flow to the left engine dropped to zero.
- At t = +4 seconds lavatory smoke caution activated.
- At t = +7 seconds left engine fire warning activated.

Figures 4 and 5 show the progression of the engine failure parameters for one and two minutes, respectively.

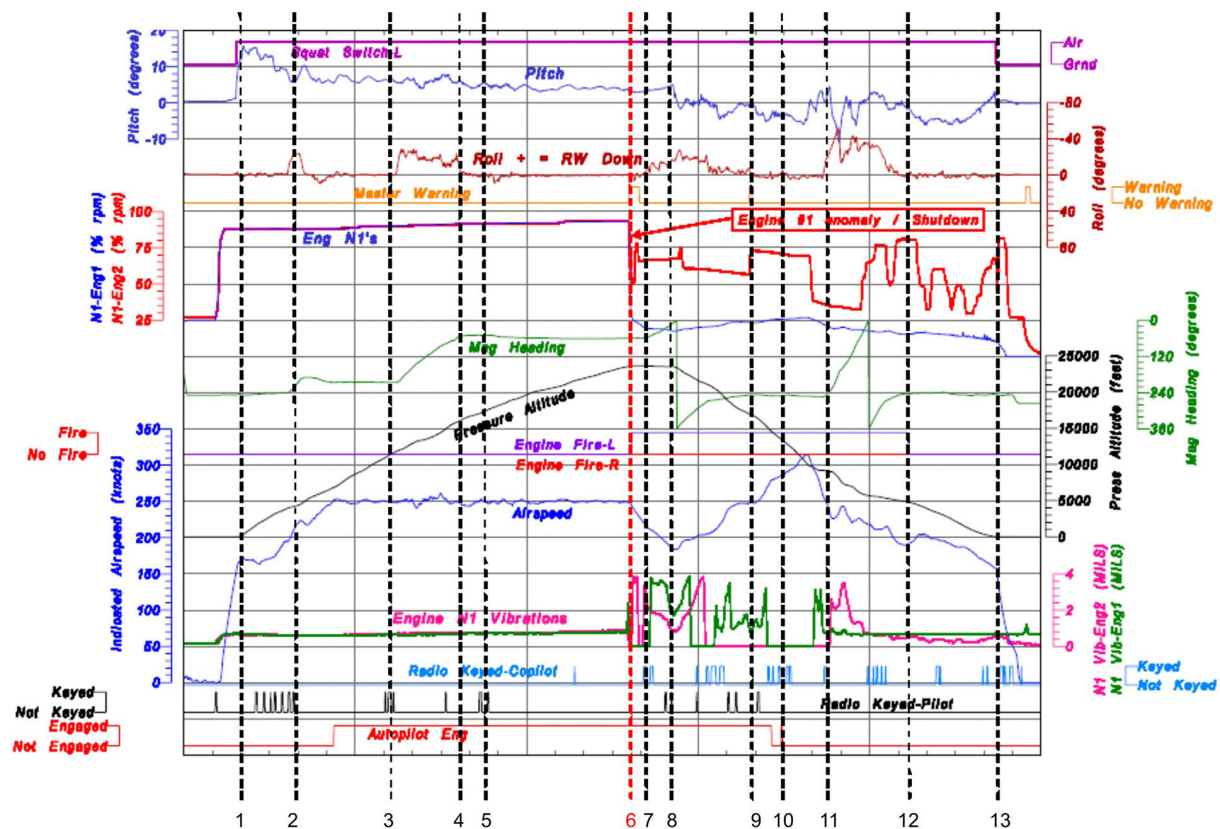


Figure 3. Complete flight: flight parameters, fire, N1 and N1 vibration advisories and autopilot setting

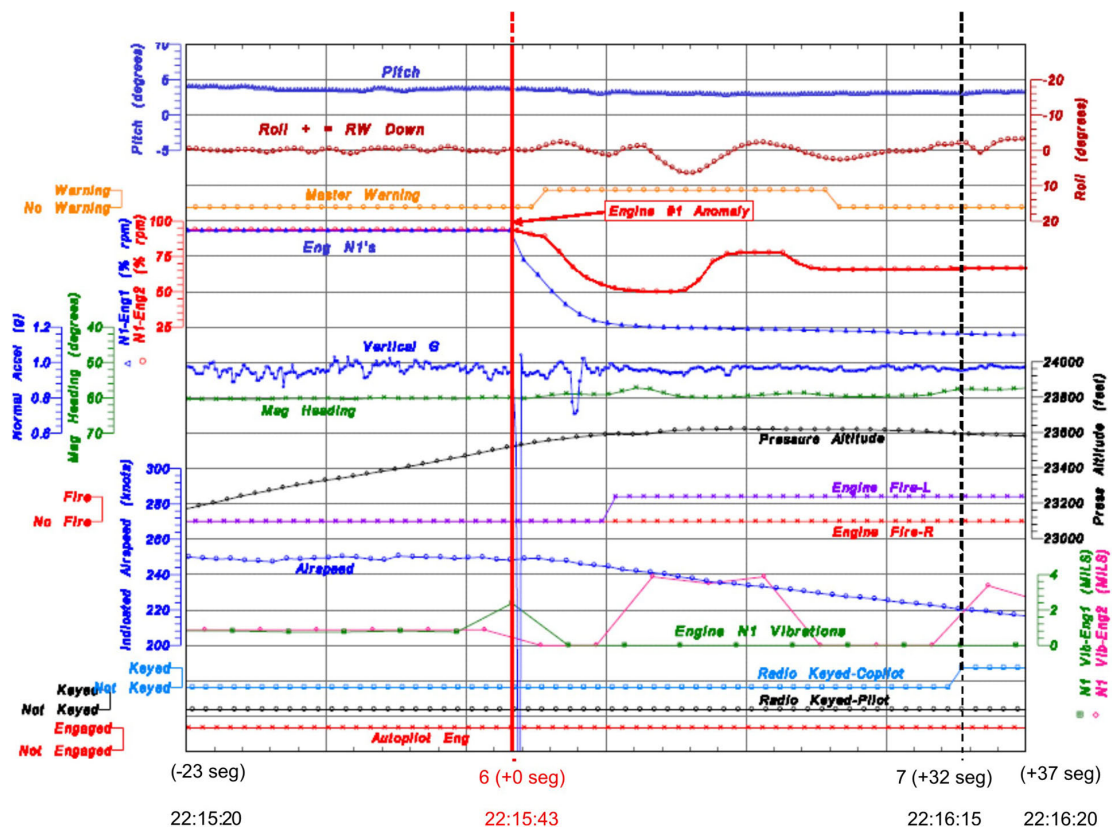


Figure 4. Engine parameters during failure: 1 minute

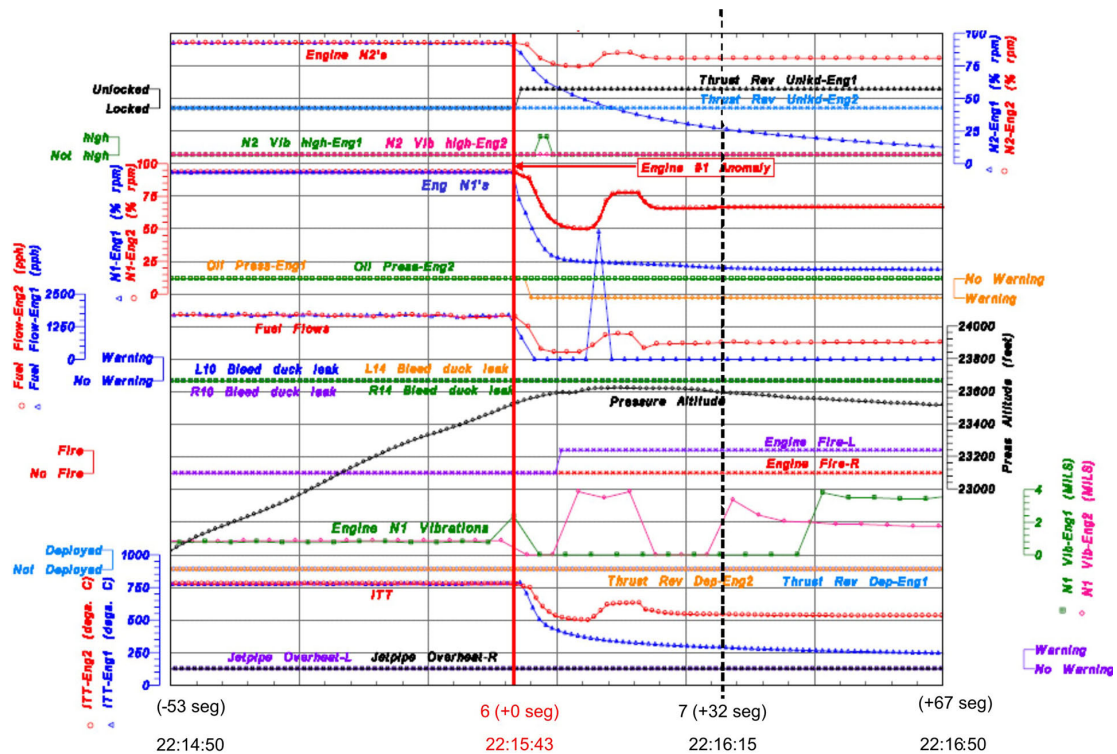


Figure 5. Engine parameters during failure: 2 minutes

Within 16 seconds of the fire warning (23 seconds after the failure of the engine), the crew started the engine fire procedure by confirming the engine to be cut off. At the 32-second mark, the ATC was notified of the emergency (point 7 in Figures 2 to 5). Seventy-one seconds after the fire warning the first bottle was discharged (point 8 in Figures 2 and 3) and 22 seconds later (at T = 93 seconds) the second bottle.

The return trajectory to Barcelona took place with the left engine fire warning lit (cleared after 9 minutes and 40 seconds), the left reverser unlocked caution lit (did not clear for remainder of flight) and left engine low oil pressure warning (cleared and then re-activated for remainder of flight).

On the captain's initiative, the autopilot was disengaged at 13583 ft at 22:21:02 (point 10 in Figures 2 and 3). Shortly thereafter the aircraft was at 314 kt and N1 was at 30% (between points 10 and 11 in Figures 2 and 3). One minute before the fire warning extinguished the copilot said "left engine shutoff valve close" following a caution warning.

Five "TOO LOW TERRAIN" warnings were received between 172 and 63 ft. The aircraft touched down at 22:28:36 at 156 kt with 20° flaps. The right reverser was used as requested by the captain. At 22:29:27 the aircraft was stopped on rapid exit taxiway GA, the right engine was stopped and at 22:29:44 the evacuation started. The evacuation had been anticipated and reported to ATC and to the cabin crew, who prepared the cabin and passengers for it.

Table 1 shows a transcript of the communications between the crew from the appearance of the engine failure until the completion of the fire procedure. All of the warnings previously described were heard during the first 23 seconds, along with the identification of the reverser failure by the copilot, who was the pilot flying. There is no record of any verbal communication from the captain on the CVR until the start of the fire procedure.

The CVR reveals the constant monitoring by the copilot of altitude, speed, landing field position and distance to clouds throughout the return flight to Barcelona.

The communications with ATC indicate that priority was given to the aircraft for landing at Barcelona. The instructions given by sector T2 were long (one of them lasted 14 seconds) and referenced VOR-DME maneuvers. These instructions involving VOR-DME maneuvers coincided with the reappearance in the cockpit of the low oil pressure warning (point 9 in Figures 2 and 3).

Time after failure	Content	Origin/function	
+0 sec (6 Figure 2)		NOISE	
+1 sec			
+2 sec	The reverser, the reverser, the reverser.		COP/PF
+3 sec			
+4 sec		«SMOKE»	
+6 sec	The reverser, the reverser, the reverser, the reverser.	«SMOKE»	COP/PF
+7 sec		FIRE BELL	
+8 sec			TRIPLE CHIME
+10 sec	The reverser.		COP/PF
+12 sec			«ENGINE OIL» «ENGINE OIL»
+15 sec	OK, OK, OK, airplane.		COP/PF
+18 sec	OK, OK, OK, it's alright.		COP/PF
+19 sec	No, no, don't touch that, don't touch that.		COP/PF
+22 sec			«ENGINE OIL» «ENGINE OIL»
+23 sec	Sorry, sorry confirm cutting right engine?		COP/PF
	Cut it.		CTE/PNF
	The right one ¿ok?		COP/PF
	Cut it, cut it.		CTE/PNF
+32 sec (7 Figure 2)	Barcelona AN8174 declaring an emergency, we need to return to the field immediately, we've had a left engine failure.		COP/PF
+40 sec	Are you flying or what?		COP/PF
+40 sec	8174 copy, ¿why? How do you wish to return to the field?		ATC
+46 sec	Well, the most direct path, please, AN vector we've had an engine failure.		COP/PF
+50 sec	Confirmed.		CTE/PNF
	Confirmed.		COP/PF
+53 sec	OK left confirmed. Can you confirm?		COP/PF
+56 sec	(unintelligible) Engine FIRE.		COP/PF
	OK?		COP/PF
	Talk to them		COP/PF
	Or Gerona.		COP/PF
+73 sec	I have the controls.		CTE/PF
	8174 if you can to your left on course 330.		ATC
	OK talk to them.		COP/PNF
	To the left heading 330 AN 8174.		CTE/PF
+78 sec (8 Figure 2)	Discharging the bottle, ok? Discharging the bottle.		COP/PNF
	8174 cleared to flight level 140, correction 160.		ATC
+87 sec	The engine is cut. Flue flow is at zero. To 160 ok.		COP/PNF
	To 160 AN 8174. OK, it was an emergency, lowering nose to 140.		CTE/PF
+100 sec	Discharging the other bottle, ok?		COP/PNF
	OK, is it out?		CTE/PF

Table 1. Cockpit communications: onset of failure and fire procedure

1.6. Investigation of engine

After the incident it was noted that a fan blade had become detached. The separation was contained and the remains of the blade were found embedded in the fan containment ring. The upper and lower access cowls were lost in flight and not recovered.

There was extensive fire damage to the accessory compartment, especially to the left side in the vicinity of the fuel pump and main fuel control. The fuel, oil and electric lines were all damaged by the fire.

The aft Variable Geometry (VG) head line which connects the MFC to the actuator head tube was found detached from its elbow fitting at the MFC. The elbow fitting at the MFC was positioned outward towards the 9:00 o'clock position versus the proper installation position towards the 6:00 position downward position. Fuel was still observed dripping from the elbow fitting at the MFC.

The left hand (9:00 position) fusible mount bolt was sheared and had decoupled per the design intent, leaving the AGB supported on the left hand side by the secondary restraint cable. The right hand (3:00 position) mount attachment bolts had backed out of their front frame inserts, leaving the mount pad pulled away from the front frame by about 1/8 of an inch. The 6 o'clock fusible mount bolt did not separate or decouple. There was also cracking on the forward surface of the AGB near the 6:00 position mount. Oily deposits were observed on the compressor case above this AGB crack, but there was no evidence of thermal damage or fire in this general area forward of the AGB.

The air starter valve and inlet duct were separated from the starter, which was still attached to the accessory gear box.

Play/movement was found within the throttle control system. Total system looseness was ± 1.3 degrees at the MFC lever. Of the three screws which attached the throttle gearbox to its support bracket, the top screw was found missing, the lower left hand screw was found loose but installed and the lower right hand screw was installed and secured.

All 84 bolts securing the aft flange of the turbine transition case to the forward flange of the low pressure turbine (LPT) case were separated, with most of them being found lying in the bottom of the core cowl. Metallurgical examination confirmed that the bolts separated in shear. No evidence of fatigue was found. Microstructure and hardness confirmed that the bolts were typical of Inco 718 material.

Fire damage on the exhaust nozzle fairing indicates that the LPT stator case rotated from its original location at the time of the fan blade separation. The rotation was the result of separation of all 84 HPT transition case to LPT stator case flange bolts. The LPT stator

case did rotate a second time to its final position later in the fire event from evidence of a second separate area of fire damage to the exhaust nozzle fairing. The LPT stator rotated in the counter clockwise direction based on the positioning of the "C" sump service lines. Sometime later in the fire event, the LPT stator case rotated an additional 180 degrees.

The four ventilation exit ports located in the upper and lower core cowls showed thermal distress originating from the interior or engine side. The most extensive damage (in terms of missing and melted material) was the exit port located at the 8:00 position in the lower core cowl. From 8:00 to 10:00, the nacelle fire seal was observed to be thermally damaged with pieces of seal missing. The lower core cowl has a forward compartment drain and was observed to be still wetted with fuel. There are two additional forward compartment drain holes located aft of the above drain. These two drains are located at 6:00 at the lowest position in the lower core cowl and were found oily and sooted.

The exhaust nozzle, except for some discoloration, and the low pressure turbine were undamaged.

The ENG FIRE PUSH button was confirmed to have been pressed and that both extinguishing bottles had discharged.

1.6.1. *Fan blade separation*

The blade that detached from the left engine of aircraft EC-IJF was identified as the eleventh of a total of 28 that comprise the fan assembly. The blade, P/N 6018T30P14, is a component with a lifetime limited to 18,000 cycles (CSN). The one that failed, S/N MAE35246, was manufactured by Teleflex (Mexico) in June 2002 and installed new on the engine, meaning it had the same number of cycles (8,899 CSN) as the engine at the time of the incident. Along with Teleflex, there are three other blade manufacturers for the GE CF34-1 and CF34-3 engines. Of this engine's 28 blades, 26 were made by Teleflex and two by another supplier.

The blade detached due to a break in the tangs used to attach it to the fan disk (Figure 6) caused by a dwell-time fatigue crack. The point of origin was found in the middle tang, from where it propagated by dwell-time fatigue. The forward and aft tangs also showed fractures resulting from stress overload. The main section of the fractured pin, which was removed from where it had become embedded in the fan containment ring, had shear fractured and showed no signs of fatigue or of material defects.

The metallurgical and fractographic analyses revealed the presence of metallographic defects in the drilled surfaces on the middle tang and in the forging of the piece that reduced its dwell time fatigue-resistance properties. Specifically, extensive bands of

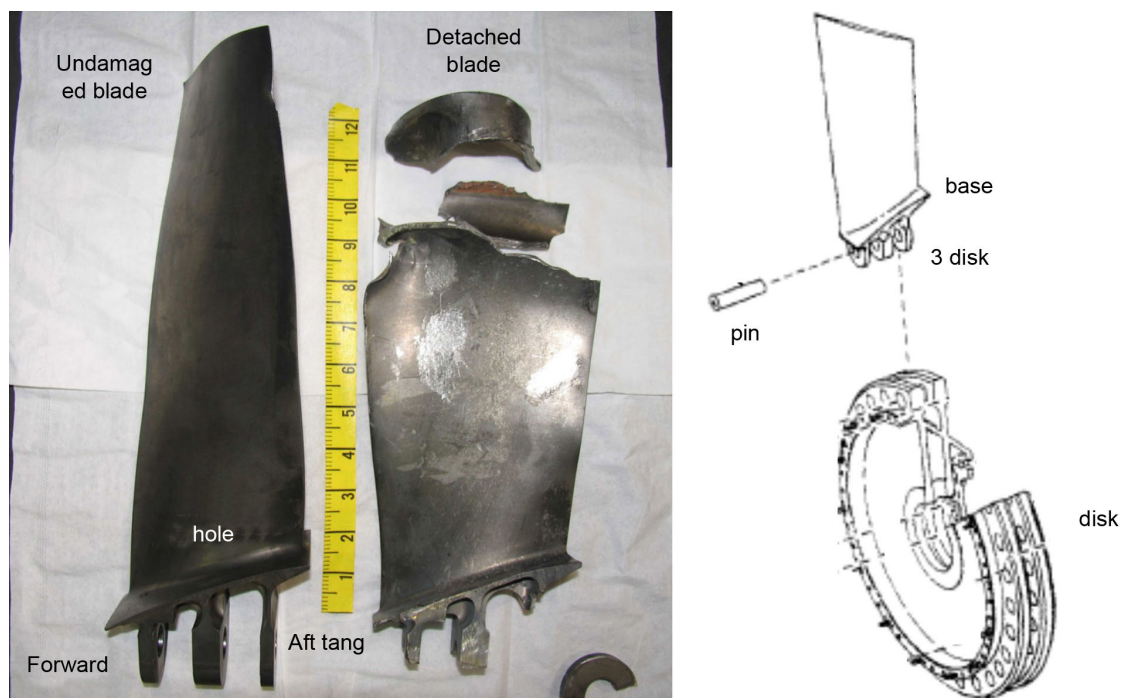


Figure 6. Detached number 11 blade

"aligned alpha colonies"¹ were observed, the grains of which were unfavorably oriented relative to the primary loading direction. In the separated blade, the presence of these colonies had given rise to the incubation of fatigue cracks. The composition of the material from which the blade had been manufactured conformed to design specifications and did not exhibit oxygen or nitrogen enrichment.

In general, the blades are manufactured from titanium laminate bars or billet with a diameter of between 2 and 3.5 inches. While reviewing the blade manufacturing processes of General Electric's four suppliers, it was noted that Teleflex utilized a larger diameter billet, higher forging temperatures (up to 37.7° C than the other manufacturers) and that the chemical composition of the material had the highest levels of aluminum content.

Detecting which blades might have been affected requires cutting the blades through destructive testing.

Also detected in the same crack initiation area was the presence of a layer where the grain was deformed and which General Electric attributed to the use of improperly

¹ At low temperatures, titanium exhibits a compact hexagonal close packed crystalline structure called alpha or alpha phase. Depending on the thermal and mechanical alloy manufacturing method, the orientation of the alpha grains can be more or less random. When the alpha grains in a region are similarly oriented, this region is known as the alpha colony. The size and alignment of the colonies are very important because they affect the material's characteristics in such a way that the smaller and less aligned the colonies, the better the material's resistance to dwell-time fatigue cracking. The fabrication process is what determines the size of these colonies.

sharpened tools. It was noted that the processes for machining and reaming the tang holes did not specify the periodicity with which the tools used in this task were to be replaced.

1.6.2. *Detachment of the VG head line*

The variable geometry head line is a flexible fuel hose that is attached to the main fuel control (MFC) through a rigid elbow. This elbow was improperly installed; it should have been in a top down configuration and yet it was found oriented radially toward the outside of the engine. The diagrams in the maintenance manuals and IPC show an outline of this hose in its proper theoretical position, although nothing is specified in this respect in the associated texts.

As for the attachments of the line in its path along the side of the engine, it was noted that a clamp was missing. The CF45-3B IPC SEI 779 Rev 35 and the CF34-3B1 IPC SEI 775 Rev 39 show a cushion clamp on the aft actuator head line hose assembly. This is not consistent with CF34-3B/B1 engine drawing 6089T11, which does not call out a clamp at this location. The error was the result of a copy from the CF34-1A/-3A/-3A2 IPC and was corrected as a result of this finding.

It was also noted that the elbow fitting was tightly installed into the MFC housing, which indicates that it was installed in that exact position and did not move as a result of the event. No other defects were found, such as marks, flattening or kinks in the elbow itself indicative of tension from the hose. The flexible hose also showed no signs of having been subjected to tension, twisting or flexing.

Tests were conducted by General Electric at Smith Tubular Systems facilities in an effort to reproduce the conditions that caused the head line to detach. The hose was placed under mechanical stress and over-pressurized from the inside with fuel. The stress tests were not conclusive in revealing what caused the hose to fail. The hoses were capable of absorbing significant stress without breaking or leaking, but these stress tests were static and may not have accurately duplicated the shock loading of the event. That an internal overpressure from fuel caused the detachment was ruled out since the normal operating pressure is far below what it can withstand. The hose pressure test is a static test. General Electric maintains that the most probable cause of the failure of the line was a shock impact load that ripped the hose and its collar from the elbow, damaging only the internal Teflon tubing, which started the fire.

The conclusion of the NTSB materials laboratory is that the hose detached from the elbow under the effect of an existing fire, the heat from which caused the internal Teflon liner or the collar to weaken, thus allowing it to separate under minimal loading.

1.7. Organizational and management information

1.7.1. Engine fire procedure

The Aircraft Flight Manual includes a procedure to be used in the event of an in-flight engine fire. The procedure includes six memory items for the crew, to be executed immediately while at a sufficient altitude. A seventh and final item in the procedure ties in with the "In-Flight Engine Shutdown" procedure (included in Appendix II). The in-flight engine shutdown procedure in the event of an engine failure ends by directing the crew to the "Single-Engine Approach and Landing" procedure (included in Appendix 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 |
|--|------------|

The purpose of executing this procedure is to stop the flow of fuel from the engine to the fuel nozzles and to stop the flow of fuel to the engine and, if necessary, to discharge the extinguishing agent to the engine core cowl forward compartment (zone A). The cutoff of fuel is achieved in two ways: first, by acting on the main fuel control (MFC) via the thrust lever; and secondly, by closing the supply lines from the tanks to the engine. The thrust lever that is actuated by the crew is connected by cables to the thrust lever transmission gearbox, which is located above the engine and connected to the MFC with a rod. The adjustment between these components for the idle, maximum thrust, reverse thrust and fuel cutoff functions allows the movement of the thrust lever in the cockpit to the SHUT OFF position (step 2 in the procedure) to be transmitted to the main fuel control, which then inhibits the supply of fuel to the injectors. The second way to cut off the engine's fuel supply is with the SOVs. These are located in the center box between the wings and interrupt the flow of fuel from the tanks before the inlet to the engine. These valves are controlled from the cockpit through the ENGINE FIRE PUSH button (step 3 in the procedure).

1.7.2. *Guidelines for action in emergency situations*

The airline's Pilot Reference Handbook (PRH) defines, among other things, the following general guidelines for action in abnormal and emergency situations (Chapter 2.2.A and 2.2.D):

- After an in-flight engine failure, the pilot flying (PF) must focus on flying the aircraft and handling communications, while the pilot not flying (PNF) must execute the emergency lists.
- The nature of the failure must be clearly identified by either pilot.
- The steps to be taken in executing the procedure start with the memory items, which must be performed immediately without resorting to the reading of any checklists. The abnormal or emergency checklists in the quick reference handbook are executed next. Last are the normal checklists.
- Crosschecks are essential, as is strict discipline and coordination between the crew. The autopilot must be engaged as soon as possible whenever above 600 feet AGL.

ATC services must be notified of the urgency situation as specified in the Air Traffic Regulations (Sections 10.5.3.1.1, 10.5.3.1.2 and 10.5.3.2.1.1) via the use of the term "mayday", preferably repeated three times at the start of the transmission.

1.8. **Additional information**

1.8.1. *Statements*

In his statement the pilot noted that when they took over the aircraft from the previous crew, with which they interacted personally, the previous crew did not report any technical problems. After takeoff, the first 15 minutes transpired normally. They were in stable atmospheric conditions without any turbulence and the autopilot was engaged, selected to the copilot's side. Then, without any warning, there was a loud bang, accompanied by strong and rhythmic vibrations. Immediately afterward the reverser unlocked caution and left engine fire warning illuminated. Both pilot and copilot were not absolutely sure about the position of the left engine power lever in the IDLE position and did not recall if they moved the power lever from IDLE to SHUTOFF. With regard to the reverser warning, he did not notice any yawing motion, and therefore did not believe that the reverser had actually deployed. They focused on the fire warning and discharged the bottles. The fire warning did not clear, however, and remained lit until seconds before landing. In a subsequent statement, the captain clarified that when the fire warning appeared, he placed his hand on the right engine throttle lever to protect it and prevent any possible actions involving the "good" engine.

When the emergency occurred, the copilot was the pilot flying but he decided to take control of the aircraft and disengage the autopilot. The weather on the return course

to Barcelona was good and they had the airport lights in sight. They did not attempt to re-start the engine.

After landing, and in light of the fact that the engine fire warning had cleared, he decided not to stop the airplane on the runway and to evacuate on taxiway GA. The airport fire brigade was already waiting for them and when he exited the aircraft they were applying firefighting foam to the engine.

The copilot's interview and statement did not provide any further data. Both the captain and the copilot agreed that the ATC instructions did not comply with their requests for vectors; on the contrary, they were long and referenced standard maneuvers.

1.8.2. *Similar cases of fan blade separation*

This event was the first in-service fan blade separation experienced by a CF34-1/3 engine. A second contained fan blade separation event occurred on 24 May 2007. The failed blade had 4717 cycles and 5845 hours and was manufactured by Teleflex and part of the suspect group identified by GE. The aircraft, registration N933EV, was operated by Atlantic Southeast Airlines and was flying from Syracuse to Atlanta at 23000 ft when the crew heard a loud bang and felt uncontrollable vibrations in the right engine. They shut down the engine and declared an emergency. A single engine landing was accomplished without incident. No injuries were reported. The blade separation was contained and did not result in a fire. The upper and lower core cowl detached and the LPT case-to-TTC flange had separated.

1.8.3. *Recommendations issued by the NTSB*

As a consequence of the investigations into the incidents involving aircraft EC-IJF and N933EV, the United States accident investigation agency, the National Transportation Safety Board (NTSB), issued seven safety recommendations on 5 March 2008 (Appendix I).

The United States civil aviation authority FAA (Federal Aviation Authority) issued the Airworthiness Directives 2009-24-11 and 2010-01-04 in order to inspect the fan blade abradable rub strip on certain engines for wear, the fan blades on certain engines for cracks, and the aft actuator head hose fitting for correct position, and if necessary repositioning on engines CF34-1A, CF34-3A and CF34-3B.

Based on their own internal investigation and as a result of the inspections conducted on their suppliers, General Electric adopted measures intended to reduce the aluminum content of the material used to manufacture the blades and to control the wear and replacement of the tools used to machine the tangs that attach the blade to the fan disk.

2. ANALYSIS

While in flight en route to Basel, and after 22 minutes of operation and 14 minutes of flight, the left CF34-3B1 engine on aircraft EC-IJF experienced a general sudden and unexpected failure. A fan blade separated, which caused the detachment and rotation of the LPT module, among other damage. The resulting engine fire was not contained by the cowlings and fairings and burned for 9 minutes and 40 seconds in flight until the warning cleared three minutes before landing.

2.1. Technical aspects of left engine failure

2.1.1. *Description of probable failure mechanism*

The following probable fracture sequence has been established for the engine:

- Onset of failure:
 - Fracture of blade.
 - Vibrations that affected the fan cowlings and unlocked the reverser (+1 second).
- Immediately following the fault:
 - Fracture of 84 bolts and first rotation of LPT module and associated elements. Failure of oil lines.
 - Damage to AGB and loose of throttle gearbox attachment screws to support bracket.
 - Loss of oil (+3 seconds).
- Fire (+7 seconds) and failure of the VG head line.
- Second rotation of LPT module.

Occurrence of failure

The general engine failure initiated with the separation of the number 11 fan blade due to a dwell-fatigue fatigue crack. This blade separation resulted in a significant fan mass imbalance which resulted in high fan (N1) vibrations.

These fan vibrations caused the detachment of the upper and lower access cowlings and the triggering of the fan reverser unlock and deploy microswitches. Within a second an EICAS message appeared warning of the unlocked reverser, though at no time did it actually deploy (the airplane did not yaw or give any warnings that the reverser had deployed). It is possible that the engine vibrations were transmitted to the airplane cabin

and affected the lavatory smoke detector, triggering the alarm, and to the accelerometers in the wheel well, which registered -1.32 g.

Immediately after the failure

The loss of low pressure shaft RPMs, with the high pressure shaft maintaining its inertia, led to the stall of the compressor and the loss of flow in the LPT. The increased pressure forward of the guide vanes in the first stage of the LPT shattered the engine, breaking the 84 bolts on the transition case flange in reaction to the instantaneous stoppage of the fan at the moment the blade separated. The LPT rotor turns inside the LP stators, which are joined to the LPT box, the exhaust nozzle and its fairing. That is why once the attaching bolts broke, in reaction to the gasses that were flowing through the LP rotor, the LPT box and the exhaust nozzle and rotating some 30° counter-clockwise. This turn caused the failure of the oil line that supplied bearings six and seven.

The accessory box was also affected by the vibrations produced by the fan failure. Its supports suffered structural damage, oil leaked through a crack that formed and the entire box shifted from its position. The high fan imbalance and the AGB movement were also factors in the looseness observed in the throttle system. The observed looseness in the throttle gearbox system could have altered the position of the throttle stops and affected the ability to cut the fuel flow to the engine.

The loss of oil through the failure of the accessory box and the separation of the supply lines to bearings six and seven triggered the low oil pressure warning in the cockpit within three seconds.

Fire and failure of VG head line

After the failure of the accessory box and the first rotation of the LPT module, a fire ignited in the forward compartment of the engine core. This fire triggered a fire warning seven seconds after the separation of the blade. The fire was most intense in the left side of the engine, between 6:00 and 8:00. It was not possible to accurately determine where the fire originated due to the extent of the damage resulting from a burn time in excess of nine minutes.

Once the fire started, the compartment's internal pressure increased to the point that the blow out door opened. The fire breached the fire seal and passed to the aft compartment, which led to the initial perforation of the exhaust nozzle fairing (Figure 1).

One of the factors influencing the fire is related to the fact that the VG head line detached from the main fuel control, spilling fuel onto the main fire area. There are

varying opinions as to whether the detachment of this line caused the fire or merely exacerbated an already existing fire.

It is General Electric's opinion that the separation of the VG head line hose from its fitting initiated the fire, and resulted from a sudden pull on the hose when the MFC moved following the shift of the AGB. The different installation position of the elbow and the lack of an attachment flange caused a reduction in the design clearance of the hose. No signs were found, however, of damage from mechanical stresses either on the hose or on the elbow indicative of a possible initial stress failure of the hose, except for some references to the effects of a shock impact load different from those that might be expected from the application of a static load.

The damage to the internal Teflon liner or to the hose collar resulted from the overheating of the hose. This indicates that the detachment of the VG head line took place after the fire broke out, contributing to the fire but not igniting it. In this sense, the flow of cooling air inside the compartment dragged the flames aft, meaning the fire must have been fed from an area that was forward of and below that which contained the VG head line elbow.

In summary, the most likely cause for the detachment of the VG head line is considered to be overheating from an existing fire that started and spread in seven seconds and whose point of origin is unknown. The improperly assembled elbow and VG head line can be ruled out as having caused the detachment of said line.

Second rotation of LPT module

Lastly, there was a second 180° counter-clockwise rotation of the LPT module and of the exhaust nozzle fairing, which accounts for the position in which they were found after the incident. This second rotation, like the first, resulted as a reaction of the turn of the LPT rotor and probably happened when the engine increased their rpm once the autopilot was disengaged (N1 near 30% and a speed of 314 kt) with the aircraft in a nose down attitude some seven minutes after the failure. When this rotation took place the fire was still burning in the aft engine compartment. It was then that the fire burned through the exhaust nozzle fairing again, this time through the blow out door (Figure 1).

2.1.2. *Identification of fire*

This fire was notable, in addition to its intensity, for its long duration (9 minutes and 40 seconds). The records show that a large part of the oil system, which contained six or seven liters, spilled in less than three seconds, and that the fire was burning within seven seconds, giving rise to temperatures that triggered the fire alarms.

For the fire to ignite there had to be air, combustible material and an ignition source. The air source was initially the cooling air in the engine compartment, and the combustible material was the spilled oil and kerosene. The cracks that probably appeared in the engine from the start of the incident led to leaks of combustible material that built up on the cowls and fairings and which were prevented from draining to the outside by the rotation of the LP module. The ignition would have resulted from the contact with the hot surfaces (250 °C or higher) of the box in the combustion area or, alternatively, by contact of the atomized kerosene mist with hot gasses outside the exhaust nozzle.

Once the fire started, the measures used to combat it as specified in the engine fire procedure were not effective, since it continued to burn for over nine minutes. As revealed by the CVR, 16 seconds after the fire alarm was received (23 seconds after the engine failure), the engine was stopped. The FDR did not reveal any changes to the fuel flow, since it was negligible just three seconds after the separation of the blade, meaning there is no other means of verifying that the engine was in fact stopped. The crew statement does not permit to assure that the fuel flow to the engine was stopped from the beginning due to the fact that they did not remember to retard the power lever to the SHUTOFF position. At engine idle, the fuel flow is so low that fuel flow transmitter cannot record the value and shows 0 pph, so the crew may have seen the fuel flow at 0 and thought the engine lever was in shutoff detent. The structural damage that was present from the start affected the integrity of the throttle gearbox, so that despite the fact that the engine was stopped in the cockpit, this action may not have been transmitted to the engine. At the 43-, 46- and 49-second marks following the fire alarm, conversations can be heard in the cockpit referring to items (3) and (4) of the procedure, but which cannot be fully confirmed. The next action intended to fight the fire and that should have ensured the fuel supply was cut off was at the 71 second mark (78 since the failure), and involved the discharging of the first bottle, which requires that the SOV in the wings be closed. This means a period of between 16 and 71 seconds following the fire alarm elapsed without any actions being taken to ensure there was no fuel supply to the engine. It has to be note that the copilot informed about the SOV closed one minute before the end of the fire warning, more than 9 minutes later from the beginning and from the discharge of the fire extinguish agent, action that closes the SOV.

In addition to the breaches made by the fire and the structural damage to the engine, it is considered a delay in stopping the fuel supply to the engine by the crew that kept the fire burning until three minutes prior to landing.

2.1.3. *Analysis of material failures and recommendations issued*

Fan blade separation. This is a fault that is envisioned when certifying the engine and which, according to regulations, must be contained, as happened in this case, by the

engine fairings and cowls. The investigation by General Electric has shown the effect of a specific manufacturer's production process on the decreased dwell-time fatigue resistance properties of a certain percentage of blades.

Since detecting the blades affected by these manufacturing defects requires the performance of destructive testing, the NTSB issued two safety recommendations (A-08-04 and A-08-05) intended to improve the safe operation.

Damage affecting the integrity of the throttle lever. There is the possibility that the throttle lever in the cockpit may have been ineffective in stopping the flow of fuel to the engine due to the additional clearance gained by the throttle gearbox. This failure would result in an extended period during which the fuel was able to leak. The NTSB has already issued recommendations A-08-03 and A-08-09 to address this.

Damage to the attachment and integrity of the AGB. The frangibility of the AGB retaining screws is a design feature, so the fracture of one and the partial failure of another is not a cause for concern in and of itself. However, the secondary retention did not prevent the box casing from cracking, which allowed for the loss of oil that would eventually catch on fire.

Failure of a variable geometry system fuel hose. The most likely reason for the failure of this line was the progressive weakening of the line by the fire that had broken out in the aft engine compartment. As a result of the investigation, mistakes were found in the assembly instructions for said line and which are addressed in NTSB recommendations A-08-07 and A-08-08.

In-flight detachment and loss of fan cowls. Since the engine failure took place over the Mediterranean, the fall of two large sections of the cowls did not have any safety consequences. While it is true that had this occurred over populated areas the repercussions could have been more serious, the risk to people outside the aircraft is minimal.

Failure to extinguish fire. Though the flames were not contained by the engine cowls, they did not affect the engine pylons or the airframe. The discharge of two extinguishing bottles did not manage to quench the fire that had broken out in the engine's accessory compartment. In this case, with both fuel and oil leaks and large holes opened in the cowls by the fire itself, the dispersion of the fire fighting agents made it impossible to contain the fire.

Unlocked reverser. The left reverser unlocked caution was due to the damage caused to the system microswitches by the detachment of the fan cowls.

Alarms and warnings. Numerous aural and luminous warnings were received by the crew over the course of the emergency. Those involving the unlocked reverser, the low

oil pressure and the engine fire were an accurate representation of what was happening to the left engine. The lavatory smoke warning was the only that did not reflect reality.

2.2. Aspects related to the cockpit crew

The situation faced by the crew was made more complex by the accumulation and persistence of cockpit warnings. In seven seconds, and without any prior signs, they received warnings involving the reverser, oil and fire in the left engine, a fire that burned for over nine minutes while in flight. The actions explained below notwithstanding, the emergencies were handled adequately and without any consequences to the passengers.

In the first 22 seconds a series of superimposed warnings was received. The copilot is heard identifying the reverser failure and telling the captain not to touch the right engine throttle, as clarified in later statements. The captain, despite not making any comments at the onset of the emergency, was taking measures to protect the “good” engine. This initiative of safeguarding the throttle with the hand can be considered as a good preventive measure, though the fact that it is not mentioned in any of the operator’s guidelines disconcerted the copilot who, on the contrary, thought he was going to cut it.

Immediately after silencing the warnings, the copilot initiated the fire procedure, which he then executed. Twenty-three seconds had elapsed since the general failure and 16 since the fire warning. While there was no verbal identification of the nature of the emergency nor of the procedure that was to be started, both the captain’s and the copilot’s priorities and assessments of the emergencies were proper, and despite a series of erroneous confirmations about which engine to cut, the actions taken involved the correct engine.

The copilot, at the controls at the time, in addition to initiating the emergency procedure also handled ATC communications. This initial task overload led to a change in functions during the emergency procedure as the role of pilot flying was transferred to the captain. During the flight another transfer of functions would take place involving communications, which went from the captain to the copilot on several occasions. Keeping in mind the distribution of tasks specified by the company for this type of situation, the copilot should have focused on flying and handling communications while the captain combated the emergency.

Disengaging the autopilot is not considered suitable practice in these situations. On the contrary, a reliance on automation, such as the autopilot, is recommended in emergencies.

The appearance of the “TOO LOW TERRAIN” warnings indicate that item (5) of the single-engine landing procedure was not executed. Visibility conditions were good, as a result of which neither pilot took any actions or made any comments. Under less

favorable conditions, this warning would have resulted in an unnecessary missed approach maneuver.

Of lesser importance is the fact that in notifying of the emergency, the term “mayday” was not used as specified in the Air Traffic Regulations. In this case it was of no consequence since they were given priority to land, but in other circumstances, such as those involving foreign airports or crews or with more traffic, the priority required by their situation may not have been clear to other aircraft. The decision to return to Barcelona is considered correct given the proximity (it was the closest airport, though not by much) and the means and capabilities available at that airport with respect to the rest.

The coordination and information provided to the flight attendants and ATC regarding the evacuation was complete and precise and emphasized the side to be used in the evacuation.

The incident flight was the first flight of the day, meaning fatigue is not considered as a factor in assessing the cockpit crew’s actions.

2.3. Aspects related to ATC services

When the engine failure occurred, the aircraft communicated its emergency situation to ATC on the frequency it was currently assigned.

ATC was fast and efficient in providing and confirming the return course that took the aircraft directly to Barcelona airport on a long direct approach. It also cleared the approach path of other traffic, granting absolute priority to the aircraft in distress. From the crew’s point of view, however, with the aircraft at too high an altitude and with procedures to perform, the ATC instructions referencing VOR-DME maneuvers were occasionally too long (up to 14 seconds) and contributed to the agitation of the crew, which had requested vectors. In these situations, the cockpit workload requires short and concise control instructions.

The mobilization of emergency services at Barcelona airport was properly coordinated by ATC. There were no delays in responding to the scene once the aircraft landed.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

- The aircraft was properly and in force licensed and certified to fly.
- Fourteen minutes after taking off from Barcelona, the number 11 fan blade in the left engine separated.

- There was an in-flight fire that, despite the discharging of the two extinguishing bottles, lasted for 9 minutes and 40 seconds, and persisted until three minutes prior to landing.
- The fire started in the engine accessory compartment and burned through the fire seal and into the aft compartment under the exhaust nozzle fairing.
- The flames burned two large holes into the exhaust nozzle fairing, damaged the fire seal and burned through parts of the upper engine cowl.
- The fire did not spread to other parts of the airplane.
- The weather was not a factor in the incident.

Engine

- The blade separated due to a reduction in the dwell-time fatigue resistance properties of the middle tang that is used to hold the pin that attaches the blade to the fan disk.
- The reduction in the dwell-time fatigue resistance properties was due to the presence of unfavorably oriented aligned alpha colonies in the titanium structure and from which the crack propagated in low-cycle fatigue.
- The separated blade was contained by the fan containmen ring. The resulted high fan imbalance resulted in several secondary events:
 - Shear separation of the 84 bolts in the HPT transition to LPT stator case flanges.
 - Rotation and separation of the LPT module and all its associated components.
 - Separation of the VG head line from its MFC end fitting.
 - Detachment and cracking of the accessory gearbox.
 - Excessive throttle system looseness.
 - Detachment and loss of the fan access cowls.
 - Unlocking of the fan reverser transcowl.
- Although not casual in the failure an error was discovered in the assembly of the rigid elbow that joins the flexible VG head line to the main fuel control (MFC). This error revealed several inconsistencies in the documentation for installing this piece.

Crew

- All of the crew members were properly and in force certified and licensed.
- The captain and copilot had flown the three days prior to the incident. This was their first flight of that day.
- The cockpit warnings were properly and quickly assessed and prioritized.
- The in-flight engine fire procedure was started 16 seconds after the fire warning was received. The first extinguishing bottle was discharged after 71 seconds.
- The distribution of tasks between the crew members during the emergency was not consistent with the operator's operational criteria.
- An uneventful single-engine landing was made on runway 25R at Barcelona.
- The airplane was evacuated on rapid exit taxiway GA without incident.

ATC

- ATC deviated traffic ahead of and behind EC-IJF so as to give it landing priority.
- The fire fighting service was alerted and was on hand ready to aid in the evacuation.

3.2. Causes

The failure of the left engine on aircraft EC-IJF was caused by the separation of one of the fan blades resulting from dwell-time fatigue cracks that initiated from areas of aligned alpha colonies in the titanium microstructure that resulted from the blade manufacturing process.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

As a consequence of the investigations into the incidents involving aircraft EC-IJF and N933EV, NTSB, issued seven safety recommendations regarding technical aspects identified. The recommendations of this report only concern the operational aspects of the incident.

The situation confronted by the crew of aircraft EC-IJF was made critical by the practically simultaneous appearance of cockpit warnings and the presence of an unextinguished fire in the left engine that persisted for 9 minutes and 40 seconds. Although the emergency was satisfactorily resolved, an analysis of the crew's actions revealed some aspects involving crew resource management that warrant the issuance of a safety recommendation.

REC 03/10. It is recommended that Air Nostrum reinforce its technical crew training in the following areas:

- Leadership and techniques for deliberate decision-making in abnormal and emergency situations.
- Crew task distribution in abnormal and emergency situations.
- Standards and procedures for fault identification, notification and prioritization in abnormal and emergency situations.
- Strict compliance with procedures in abnormal and emergency situations so as to avoid inducing uncertainty in other crew members.
- The appropriate use of automation in every situation.
- The use of standard terminology in abnormal and emergency situations.

APPENDIX I
NTSB Recommendations to the
U.S. Federal Aviation Administration
and 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 rod² 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).

² Due to a publishing error, the text in the recommendation makes reference to the *rod hose* when it should read *head hose*.

APPENDIX II

Procedures for in-flight engine shutdown and single-engine approach and landing

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 $V_{\text{ref (flaps 45°)}} + 12 \text{ KIAS}$
- (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

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Thursday, 8 September 2006; 22:00 h (UTC)
Site	Madrid-Barajas Airport

AIRCRAFT

Registration	A7-ABV
Type and model	AIRBUS 300-600 (B4-622R) MSN 690
Operator	Qatar Airways

Engines

Type and model	PRATT & WHITNEY PW 4158
Number	2

CREW

	Pilot in command	Copilot
Age	52 years old	50 years old
Licence	ATPL QT 0876 TA	ATPL QT 0387 TA
Total flight hours	11,900 h	15,081 h
Flight hours on the type	1,420 h	3,708 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			13
Passengers		1	204
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Scheduled – International – Passenger flight
Phase of flight	Taxi prior to takeoff

REPORT

Date of approval	27 October 2010
------------------	-----------------

1.1. Summary of operation

The crew of the aircraft, an A-300-600 registration A7-ABV, established radio contact with the Clearance office at the Madrid-Barajas Tower at 20:40¹ to start flight QTR 068. The airplane was parked at the T1 stand at the southern end of the airport, where it had been since its arrival from Doha (Qatar), to where it was returning after a three-hour stopover.

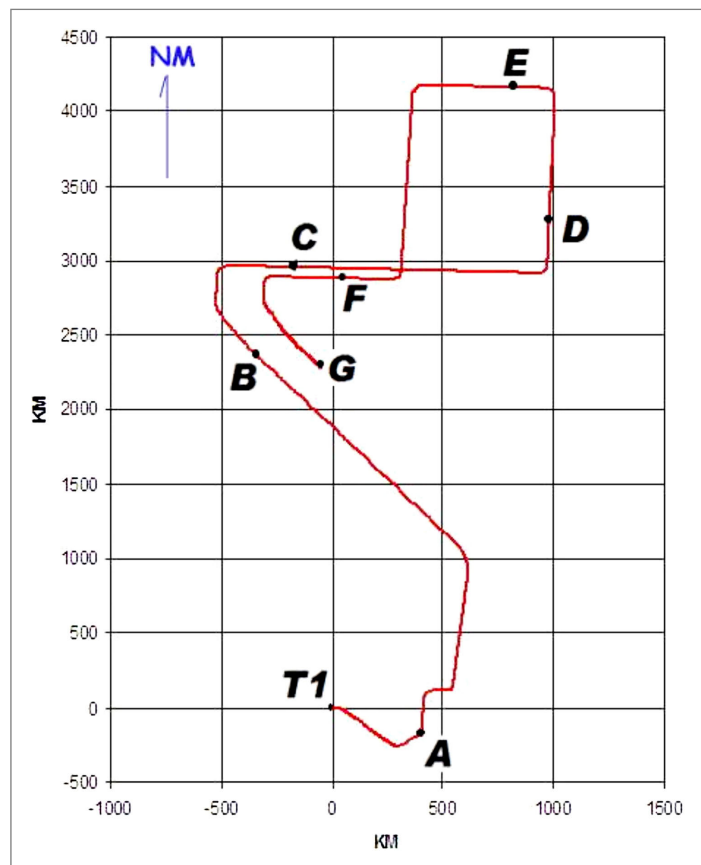
With its flight plan approved and duly notified of the taxi instructions to the head of runway 36 at the northeast end of the airport, it was assigned a radar squawk. It was cleared for engine start, pushback and, finally, to taxi under GMC (Ground Movement Control) at 20:59.

GMC at Madrid-Barajas is divided into several sectors, which flight QTR 068 contacted on various radio frequencies as it taxied. The diagram of the route taken shows several concrete points of interest to the investigation where brake temperatures in the rear wheels of the left leg started to exhibit problems.

At point A, shortly after pushback, the aircraft stopped momentarily when it encountered a certain resistance as it attempted to turn north onto taxiway C-5. Communications were with GMC S-NORTH on a frequency of 121.85 MHz.

At point B, at 21:11, the aircraft was under GMC Central-South Control on 121.975 MHz. As stated by the crew, the temperatures on wheels 5 and 6 (rear wheels on the LH gear) were at 150 °C, while those for the other tires were only at 100 °C. The aircraft had traveled some four kilometers since the chocks were removed.

At point C, at 21:15, also under GMC Central-South control on



Trayectoria A7-ABV

¹ Note: All times in this report are UTC.

121.975 MHz, the aircraft reported problems with the brake temperatures. It was later discovered, throughout the crew statements, that they had risen to 225 °C on wheels 5 and 6.

By point D, at 21:17, after having traveled some six kilometers, the brake temperatures on 5 and 6 were already above 300 °C. An ECAM warning, "Brakes above 300 deg - Delay take off", was received in the cockpit. The crew reported to control that they would have to delay the takeoff while the brake packs cooled. Control requested that they continue taxiing. As revealed from taped conversations, it was then that the crew decided to cancel the takeoff as they continued advancing north.

At 21:21, after turning left, to the west, they arrived at point E, seven Km away from their departure gate. The brake temperatures had reached 485 °C in the LH leg. They stopped for about ten minutes and requested assistance from the fire brigade to inspect the left gear. They were told by control that they would be assigned a parking place in the south of the airport where they could receive technical support from their handling company. When the temperature dropped to 400 °C, they started taxiing back south to the T1 stand from which they had departed.

At point F, at 21:42, they stopped again to let the brake temperatures, which had risen to 500 °C in wheels 5 and 6, cool. A few minutes later control was transferred to GMC S-NORTH on 121.85 MHz.

At 21:58, as they were reaching point G, other traffic alerted GMC that they saw fire under the left leg. That report was made in Spanish and immediately relayed by the controller to the crew of QTR 068 in English. The fire brigade was also notified.

The crew reported after the accident that, just prior to receiving the call from the controller, they felt two or three bumps, described as tires deflating, meaning the aircraft was stranded and unable to move under its own power. With the aircraft stopped on taxiway A-12, the captain, who had no cockpit indication of a fire, called the Tower to confirm its presence. He also requested assistance from the fire brigade once again. The controller reported that the brigade was en route and sent a marshaller's car to taxiway A-12 to verify directly whether the left gear was on fire.

At 22:00, control confirmed to the crew of QTR 068 that, as reported by the FOLLOW ME car, there was a fire in the left leg. In the passenger cabin, the purser had also noticed the presence of smoke and fire from the L3 door. The captain acknowledged this confirmation and reported that they would be evacuating via the right side. The captain ordered the emergency evacuation and relayed it to the cabin crew over the PA, stipulating only that the right-side doors be used.

At 22:02, the controller asked the crew to change frequency to 121.700 MHz, another Ground sector (called Taxi South). A minute later the controller reported that the fire brigade had arrived at taxiway A-12.

The fire was extinguished by the fire brigade, whose presence beside the aircraft was also noted by the crew upon opening the right-side doors and before initiating the emergency evacuation.

Several passengers received minor injuries during the evacuation, though one was seriously injured.

The fire damaged wheels 5 and 6, the brake assembly on both tires, several hydraulic pipes in the rear part of the gear bogie and the gear door that was attached to the left leg. The rims on tires 5 and 6 were also damaged from rolling on deflated tires.

Appendix 1 shows a chart of the airport with the path and taxiways taken by the aircraft.

1.2. Personnel information

Both members of the flight crew were starting their flight activity with this flight after a four-day rest period.

The passenger cabin crew consisted of an instructor, a cabin steward, two first-class flight attendants (FA), two business-class FAs and five FAs in tourist or economy class.

Based on the available information, the activity at the Madrid-Barajas Tower from the start of communications with flight QTR 068 until 21:00 was considered normal. The various control positions were filled as follows:

Tower – Local

- Arrival Control: 2 people.
- Takeoff Control: 2 people.

Tower – Taxi-Ground

- Taxi/Ground Control: 2 people.
- Clearances: 2 people.

After 21:00, at the supervisor's discretion, the number of controllers is normally reduced by half as the flight activity at the airport decreases.

1.3. Aircraft information

Manufacturer:	Airbus Industrie
Model:	A 300-600 series (A 300B4-622R)
Production number:	690
Year of manufacture:	1993
Registration:	A7-ABV
Owner:	Ansett Worlwide Aviation Netherlands B.V.
Operator:	Qatar Airways

Airworthiness Certificate

Class:	Transport Category (Passenger)
Issue/Renewal date:	14-03-06 and 13-03-2007

Maintenance record

Certificate of last Maintenance Inspection:	31-08-2006
Last A2 inspection:	03-08-2006 with 38,571:46 h/13,870 cycles

There were no notes in the deficiency/deferred maintenance book regarding the landing gear or brakes or of any outstanding tasks involving these systems. Only one note, written fifteen days before the accident, was found in the Technical Flight Logbook involving high temperatures in the left leg. It was solved in Doha by providing cooling to the brakes.

Maintenance of main landing gear

The landing gear legs are subject to a scheduled maintenance program with an overhaul life limit of 12,000 cycles or 8 years, whichever comes first, as specified in Airbus documentation.

The operator confirmed that during the gear overhauls, systematic inspections are conducted of the hydraulic and electrical components in the legs, and that the necessary checks, repairs or replacements are made.

The status of the maintenance program is reflected in the following table:

	LH MLG	RH MLG
P/N	D22497020-7	D22498020-7
S/N	B331	B324
Date of last overhaul	November 2001	November 2001
TSN	40,767	40,767
CSN	16,836	16,836
TSO	18,990	18,990
CSO	5,143	5,143

Where:

TSN = Time Since New

TSO = Time Since Overhaul

CSN = Cycles Since New

CSO = Cycles Since Overhaul

The next overhaul of the aircraft was scheduled for November 2009.

Spectrographic analysis of hydraulic fluids

The operator drew hydraulic fluid samples from the three systems, blue, green and yellow, for spectrographic testing as specified in AMM ATA 29. The results were satisfactory for the samples from the green and yellow systems. The sample from the blue system, however, exhibited a number of particles slightly in excess of tolerance values in the 25-50 and >100 micron range. The results were acceptable and within limits in every other regard.

Weight and balance

The Weight and Balance sheet prepared for dispatch reflected a takeoff weight (TOW) of 168,269 kg, the maximum structural MTOW permitted being 170,500 kg.

The center of gravity at takeoff was at TOW % MAC 30.5.

The total fuel weight was 46,300 kg.

1.3.1. System descriptions and limitations

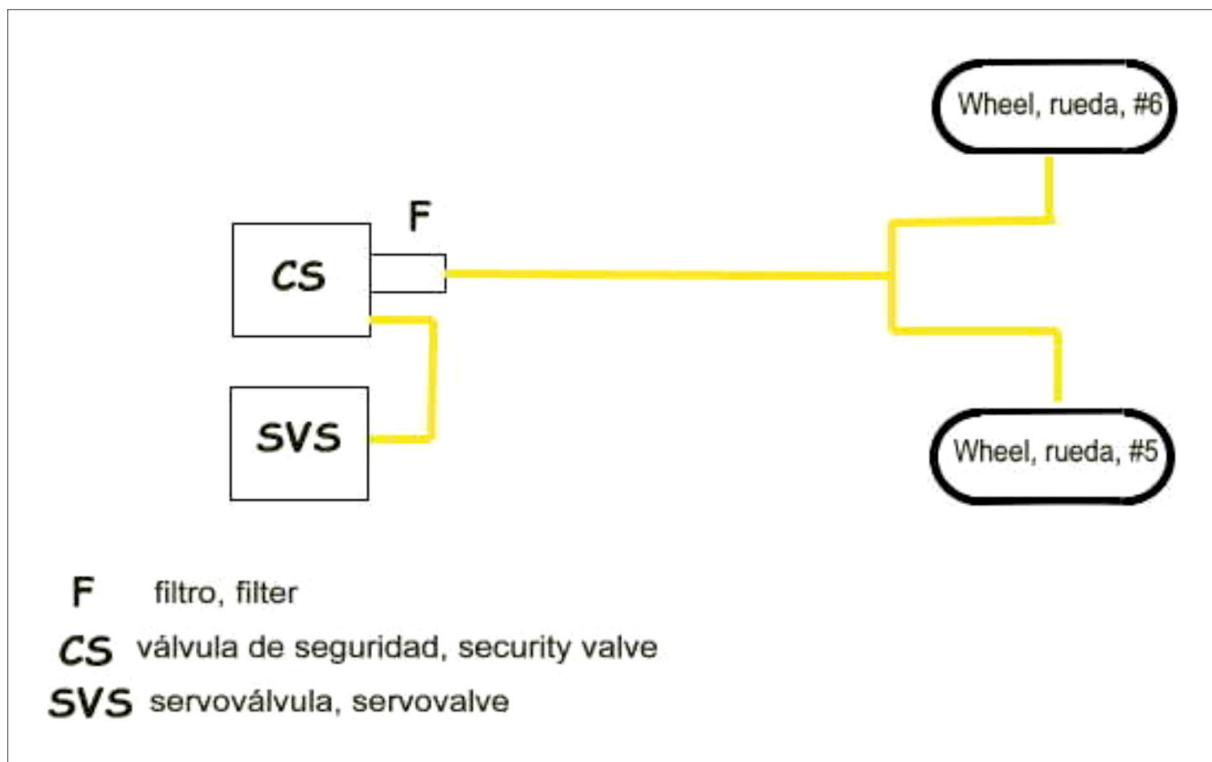
Both main gear legs, LH and RH, have four-wheel bogies on two axles, forward and rear. Each bogie wheel features hydraulically-actuated carbon fiber brake packs. The aircraft has three hydraulic systems, referred to as blue, green and yellow. The green system supplies the normal brake system, while the yellow system supplies hydraulic fluid pressure to the alternate brake system.

The alternate system hoses are paired, providing pressure through a servovalve, a safety valve and a filter in the line supplying pressure to a set of wheels, for example, wheels 5 and 6. The hydraulic hoses are flexible in the leg's moving and articulated parts.

The brake packs are housed in the curved portion of the wheel, which features a heat shield to minimize the heat that is transferred to the tires. The wheel itself has fusible plugs that melt in the event of an overheat condition to deflate the tires and avoid an uncontrolled blowout.

The fusible plugs are normally set to melt at 200 °C.

The carbon discs can withstand temperatures in excess of 600 °C.



Scheme alternate brake system

The thermocouples for measuring the brake temperatures are housed inside the brake packs, which function as a heat sink.

This airplane was not equipped with wheel cooling fans.

The FCOM, in Operating Limitations (2.01.40, pg 4, Rev 29, seq 521), establishes a brake temperature limit for takeoff: The maximum allowed temperature for takeoff 300° C (with brake fan OFF if installed).

The ECAM high brake temperature warning (BRK HOT) appears when any brake temperature reaches 300 °C, in keeping with the above limitation. This is so as to prevent fires in the wheel well during the flight while reserving a large enough margin to enable the absorption of energy in the event of a rejected takeoff (RTO). The ECAM system (Electronic Centralized Aircraft Monitoring) provides, among other indications, brake temperature warnings and the actions required, if any.

In the FCOM section on abnormal operations (2.05.32, pg 6, Rev 24, SEQ 110), Brake temperature hi: BEFORE TAKEOFF, if brake fan available, turn ON and delay takeoff. Delay takeoff until the BRK HOT warning clears if the brake fan is OFF, or until the temperature drops below 150 °C if the fan is ON. If, while taxiing, the difference between brakes on the same gear exceeds 150 °C and the temperature on one brake is above 600 °C, this may indicate a brake binding. In this case the aircraft must be stopped so as to avoid a possible fire and taxi back should not be done as long as the BRK HOT warning is illuminated. The aircraft must remain stopped as long as the high brake temperature warning (BRK HOT) remains lit. In every other case, taxi may continue. This will improve brake cooling and may prevent a deflation of the tire until the aircraft comes to a stop. Use of the parking brake is not recommended while the BRK HOT warning is lit.

1.4. Meteorological information

The weather information provided through the 20:30 METAR for Madrid-Barajas Airport was as follows:

Wind:	From 340° 05 kt
Visibility:	Unlimited (in excess of 10 km). Night
Skies:	Clear
Temperature:	26 °C
Dewpoint:	7 °C
QNH:	1,018 hPa

The temperature at Doha when the airplane departed there on the same day had been 40 °C.

1.5. Communications

1.5.1. *Frequency of 130.075 MHz – Clearance East (CLR East)*

The crew established radio contact from their parking position on the T1 stand with Barajas Tower at 20:40 on the clearance frequency, 130.075 MHz. During this communication the engine start and flight were authorized. At 20:41 the exchange ended with the indication to change frequency to 121.850 MHz.

1.5.2. *Frequency of 121.850 MHz – Ground Movements South-North (GMC S-North)*

The first communication on this new frequency took place at 20:58 to request taxi. The controller indicated the taxiways to the hold point for the 36R threshold: taxiways A, C5, M, M-7 and M to the 36R hold point.

Shortly after pushback, at 20:59 hours, the crew informed the aircraft stopped momentarily, apparently when they encountered a certain resistance as the aircraft attempted to turn north sharply onto taxiway C-5.

Later, at 21:09, the controller contacted the aircraft to indicate a change of frequency to 121.975 MHz.

1.5.3. *Frequency of 121.975 MHz – Ground Movements Central-South (GMC Central-South)*

A few seconds later the crew made contact on the new frequency to confirm the takeoff runway. At 21:15, the controller asked flight QTR 068 to continue taxiing to Y1 (the aircraft had stopped at point D at the end of taxiway M). The crew reported it had a temperature problem and that it had to delay the takeoff until the temperature dropped.

Control requested that flight QTR 068 continue to Y2 and asked for a time estimate for the temperature to drop. The crew replied it would be at least ten minutes.

Two minutes later, at 21:17, the crew asked control if they could be assigned a position to wait, followed by a request for technical assistance to cool the brakes. Control replied that it would be best if they returned to the stand if they needed technical assistance.

The crew said that they could not return to the stand because the temperature was too high, and understood that they had permission to wait.

Over the next few minutes the crew and controller discussed the best way to turn around and return to parking (Y3 or NY12 or N12, on which they eventually turned around to return).

At 21:20, the crew reported that they would stop the aircraft after turning on N12 (they stopped at point E) and requested that a fireman go and inspect the rear wheel on the left landing gear leg. The controller ended the communication by acknowledging "left leg, rear tire".

A minute later the Tower asked flight QTR 068 if they had talked with their handling agent. The crew replied that they had not and that they were still trying.

At 21:24, the crew reported that it could not establish radio contact with its company and therefore could not radio in their request for technical assistance. They requested that the controller telephone Ineuropa, the airline's handling agent.

At 21:29, the crew reported that they were resuming taxi. The controller for his part indicated that he was calling the agent and arranging for a new parking stand for the aircraft. The crew replied that it was not necessary and that they wanted to return.

At 21:33 the Tower informed flight QTR 068 to taxi right on N, all N taxiways.

At 21:38 the Tower called again to inform that they could continue on N until they came to taxiway A on the right, and that their parking position would be T1.

At 21:41 the crew reported that they had to stop due to a high temperature in the left landing gear leg (point F on trajectory). The controller acknowledged and requested to be informed when they resumed taxi.

At 21:51 the crew of QTR 068 called to report that it was continuing its taxi run on taxiway A. The controller acknowledged and directed them to continue taxiing on taxiway A.

At 21:56 the Tower called to inform the crew to switch to 121.85 MHz.

1.5.4. *Frequency of 121.850 MHz – Ground movements South-North (GMC S-North)*

A few seconds after being transferred, the crew contacted control, which repeated the previous taxi instructions (continue on taxiway A and proceed to stand T1 for parking).

This contact was made at 21:56:38, but the crew did not acknowledge the clearance. Control repeated the call at 21:56:59, to which the crew replied simply "Stand by" at 21:57:03.

A minute later, at 21:58:06, Pluna flight 802 reported to ground control in Spanish seeing a fire in the LH leg of the Qatar Airways airplane, which was alongside it at that moment. The tower immediately notified flight QTR 068, followed shortly by a notification that the fire brigade was on the way.

A minute later, at 21:59, the crew asked the controller two times if he could confirm that fire was on the left side. The controller replied that he had no visual confirmation of the fire, but that it had been reported by other traffic.

At 22:00 control, which was in contact with a follow-me car alongside the aircraft on taxiway A-12, confirmed the presence of a fire in the left leg, and relayed this to the crew. The captain stated that in that case they would be conducting an emergency evacuation via the right side of the aircraft.

At 22:02, the controller asked flight QTR 068 to change frequency to 121.750 MHz.

The Tower then confirmed with the follow-me car that the fire was being combated. The latter further reported that the emergency evacuation would be conducted using the inflatable slides.

At 22:04, the Tower informed other traffic, AMX 022, to hold its position until further notice due to the evacuation of QTR 068.

1.5.5. *Frequency of 121.700 MHz – Ground movements South-SouthNorth (GMC S-South)*

The crew made contact on the new frequency and the controller confirmed the presence of firefighters and ground teams next to the aircraft. At 22:05, the controller called again to inquire about the crew and asked to be notified if the crew required assistance with any eventuality. The crew replied that they were still continuing with the evacuation. This was the last radio communication with flight QTR 068 on the Barajas Tower frequencies.

1.6. Airport information

Madrid-Barajas airport has two sets of parallel runways, 15L/33R and 15R/33L, and 18L/36R and 18R/36L. It also has four terminal buildings and a satellite terminal. All

of the terminals and terminals are located on a flat expanse of land over 10 km in length.

Initially, aircraft A7-ABV was parked at stand T1, located south of terminal 1, which is in turn located at the south of the airport. The runway in use for takeoffs on the day of the event was 36R, at the north end of the airport. Due to these locations, the aircraft had to taxi a distance of 7 km to reach the head of the runway (see airport chart in Appendix A).

All of the taxiway and runway signaling and lighting systems were working normally and there was no indication of any discrepancies. There was also no information reported concerning any foreign objects on the taxi surfaces.

1.7. Flight recorders

The accident was reported within an hour following the event. An effort was made to ensure that all of the information relative to the event was compiled before moving the aircraft to facilitate the perimeter circulation of traffic at the airport. The aircraft, however, was energized during the damage check and initial evaluation for a temporary repair that would allow for it to be moved to a parking stand. The fuses were not removed from the electrical circuits of either recorder.

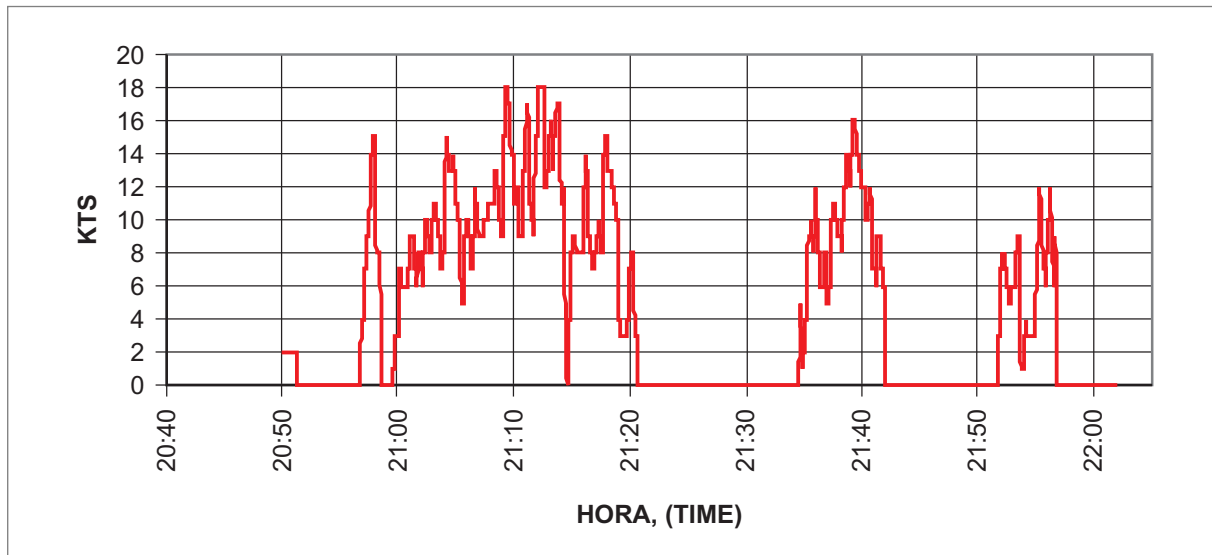
The CVR tape has an approximate recording capacity of 30 minutes. On it the cockpit sounds and communications channels are taped in a constant loop, with new recordings being taped atop the old when the recording capacity is exceeded. The system is activated when the airplane is energized. Since the fuses were not pulled, the CVR recording of the event was lost when it was taped over during the subsequent maintenance period.

The information recorded on the DFDR was extracted and analyzed. There were no data recorded relative to brake system pressures or temperatures, which would have been useful in the analysis of this event.

Data on magnetic heading and GS, among other parameters, were available however. The integration of the speed vector allowed for a reconstruction of the airplane's trajectory, as shown in Section 1.1, and which confirms that the crew accurately followed the taxi instructions received from control.

The FDR time stamps were synchronized with those on the ATC communications recordings. The times in this section and in the FDR parameter graphs are based on the same ATC reference time.

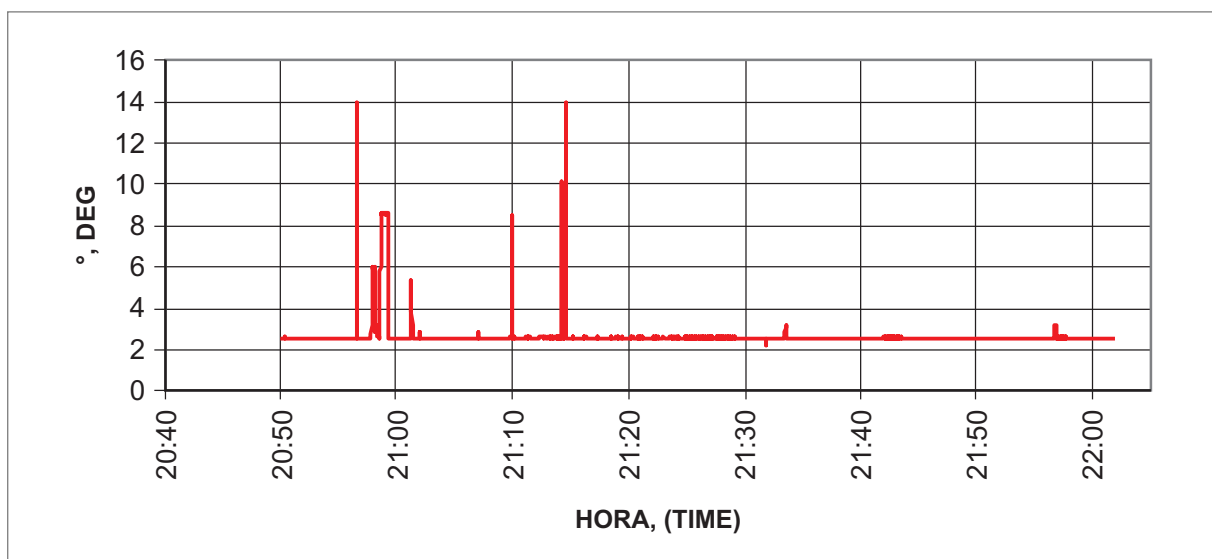
The speed graph shows the values recorded for this parameter while taxiing. It did not exceed 18 kt. Noticeable are the stops in the taxi run at certain times, and of 12 and 9 minute waits at points E and F on the trajectory graph. Taxiing was resumed after the last wait period at 21:51:41.



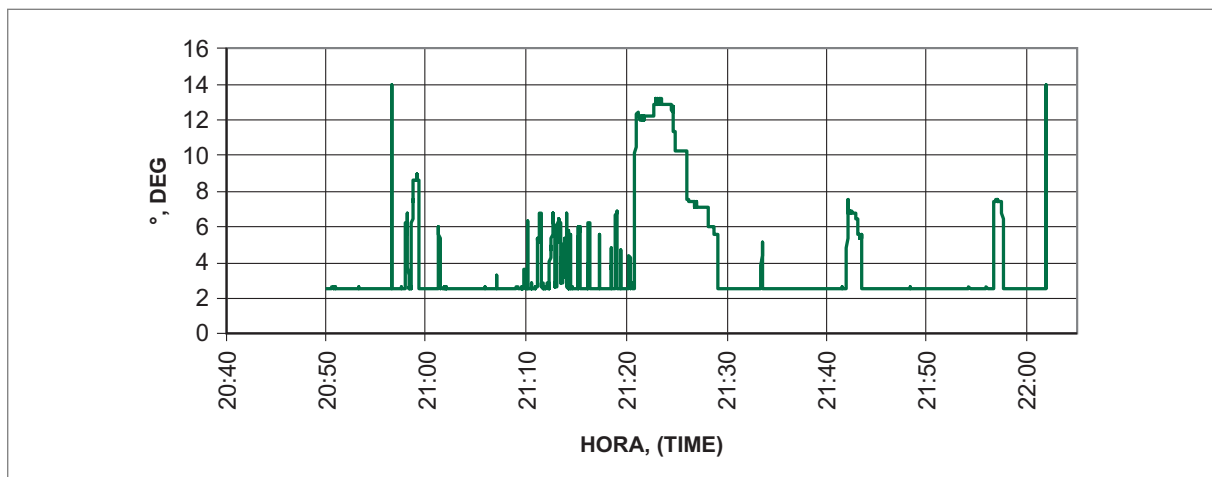
Taxi speed (kt)

The brake pedal input recording shows the use that was made of the brakes while taxiing. From 21:14 on, there were practically no inputs to the left brake.

In light of the FDR data, it may be added that the three hydraulic systems were at normal pressure during the entire operation.

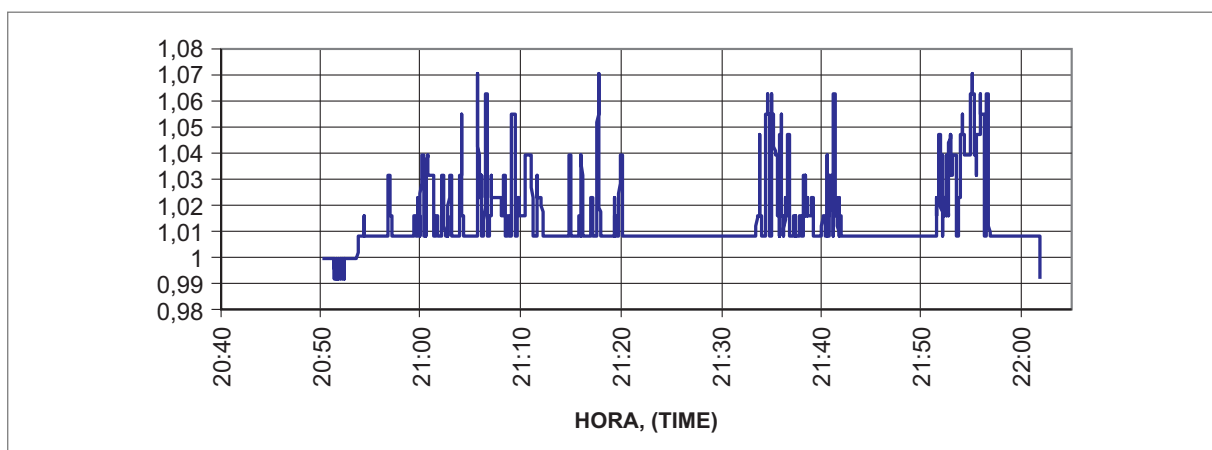


LH brake pedal

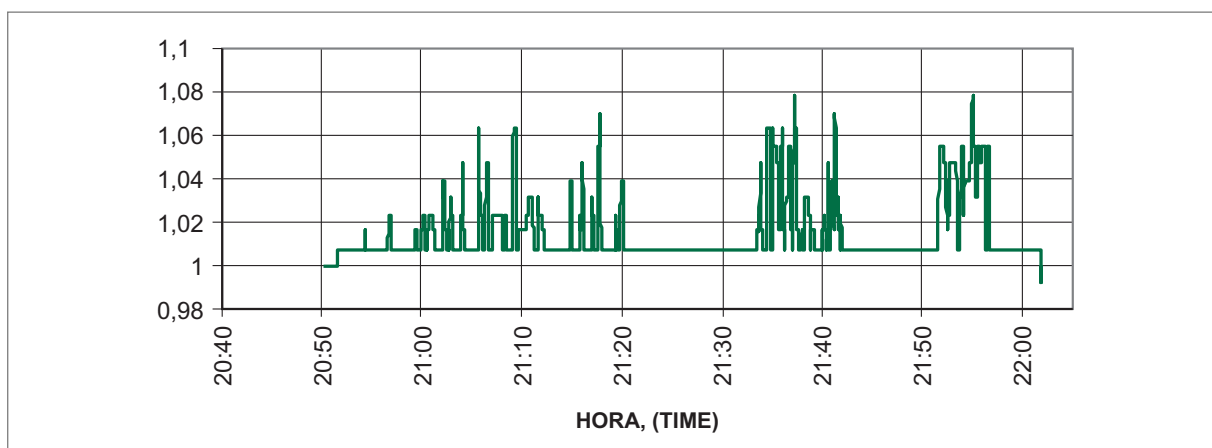


RH brake pedal

Lastly, the two graphs that follow show the engine power levels used to taxi. At no time was thrust in excess of 1.08 EPR used and the two engines were used simultaneously.



EPR_1



EPR_2

In the seconds prior to the deflation of tires 5 and 6 and to the stopping of the aircraft, the airplane was taxiing at 9 kt and a power of 1.06 EPR in both engines. The thrust was immediately reduced to 1.008 EPR and an input was made to the right brake pedal. The aircraft taxied some ten meters on the rims of wheels 5 and 6.

Based on the synchronization of the ATC audio recordings and the FDR, it was estimated that the tires deflated and the airplane came to a final stop at 21:56:44.

1.8. Aircraft information

With assistance from the Operator and Manufacturer, the aircraft was examined, in particular the hydraulic systems, so as to locate and isolate a possible brake system malfunction before any components were disassembled or replaced, with the exception of several hoses that had apparently been damaged by the fire.

After several functional tests, the following fault was reproduced, whose effects on the landing gear are similar to those manifested during the accident. When actuating and releasing the parking brake and the pedals with the BSCU switch in OFF (in both cases the brakes are supplied by Yellow hydraulics system, the emergency or alternate brake), the rear wheels (5 and 6) on the LH bogey remained slightly braked. The remaining wheels rotated freely but 5 and 6 offered some resistance that did not prevent hand rotation, but which caused them to stop rapidly when the applied torque was removed.

Due to the type of fault, the hydraulic system involved and the design of the brake system, and so as to confirm and find the root cause of this malfunction, it was decided to disassemble and analyze the servovalve in the alternate system for the rear wheels in the LH leg, the brake packs in the two affected wheels and the damaged hoses.

The inspection of the number 5 and 6 wheel brake assemblies conducted at Messier Services revealed that they were in good condition and gave no indication as to the possible cause of the malfunction.

The pressure test of the damaged hoses from both the Green (normal) and the Yellow (alternate) hydraulic systems confirmed that all had hydraulic fluid leaks in the shape of a liquid that was seeping along the length that had been damaged by the fire, and not confined to one spot.

The analysis of the servovalve, which had been installed on the aircraft since its manufacture in 1993, showed that the original seal was intact and in apparently good condition. The valve was bench tested in accordance with CMM and other procedures in order to reproduce its operation during the accident. No anomalies were noted and there was no evidence of any binding or obstruction in its operation.

In an effort to find evidence in the interior of the servovalve, it was disassembled at the facilities of the manufacturer, IN-LHC Zodiac. A large scratch was found in the spool between the edges corresponding to the U and R doors in the second stage. No other anomalies were found in the interior of the valve. The spool itself moved freely and fell under its own weight.

It is probable, therefore, that the residual pressure in the alternate system hydraulic lines that was acting on the no. 5 and 6 wheel brake assemblies was due to binding and obstruction in the servovalve from contamination and particles in the fluid of the Yellow (alternate) system. Although the malfunction in the servovalve was reproduced in the tests following the event, it quickly disappeared, leaving behind as the only proof the deep scratch on the surface of the spool.

1.9. Statements from experts on tire fires

Tire manufacturers were consulted about the possibility of the rubber in the tires combusting spontaneously.

The information received indicates that, in general, the rubber by itself, even at high temperatures, does not catch on fire but it simply melts. If, however, the rubber is kept at temperatures above 300 °C, volatile white fumes are generated that can ignite on their own, but only if the ambient temperature is above 300 °C.

While these conditions can be reproduced in a laboratory oven, they are not present in a wheel with a deflated tire rolling on its rim. It can be assumed that the environment around a rolling tire had a relatively low temperature, making spontaneous ignition unlikely. The same considerations are applicable in the case of rubber particles coming into contact with the brakes.



Figure 1. Condition of tires on wheels 5 and 6

It is highly improbable, therefore, that a deflated tire would cause a fire without the presence of other inflammable liquids. One possible scenario conceived by these experts is if the carcass is torn up and disintegrates while rolling flat and damages a nearby hydraulic hose.

The two deflated and burned tires were found as shown in Figure 1, which reveals no loss of integrity of the rubber.

1.10. Prior events involving Airbus

The information received from Airbus and compiled by Airbus and the BEA on fire events in A-300 brake assemblies was analyzed.

The case history analyzed at the 155th ARM (Airworthiness Review Meeting) includes a dozen cases that were jointly reviewed by Airbus and the EASA.

The causes of the fires in many of these events are unknown or simply attributed to grease and inflammable liquids coming into contact with the brakes. In only one of the cases considered was a hose broken by impacting pieces of tire.

In light of the cases considered, the ARM concluded that the impact on airworthiness by fires on takeoff (RTO) or on landing was not considered "major" if the fire were rapidly extinguished by the fire brigade, that no design deficiencies were identified and that the safety objectives associated with brake fire events were being met.

1.11. Evacuation and survival

The captain ordered an emergency evacuation upon receiving confirmation of the fire in the LH landing gear, giving instructions that the evacuation proceed only via the right side of the airplane.

When the FAs opened the right-side doors, they saw the signs being made by some fire brigade members to stop the emergency evacuation. The chief FA indicated that despite these signs, it was decided to continue with the evacuation since it had already started and there was the potential for confusion, and thus to exacerbate the risk of injury to passengers, if it was stopped.

The two members of the flight crew did not evacuate since the situation was under control.

2. ANALYSIS

2.1. Causes of fire and of brake heating

2.1.1. *The Fire*

The events involved this accident point to a fire breaking out in the rear wheels, numbers 5 and 6, on the LH main gear leg, which drove the decision of the aircraft's captain to evacuate the 204 passengers and the 13 crew onboard. One person was seriously injured during the evacuation, hence the event being classified as an accident.

A timeline of the occurrences leading up to the fire reveals the following key events:

- 20:59:00 Taxi starts
- 21:14. Last time the aircraft stopped using LH brake to decelerate
- 21:15:19 Crew indicated they will have to delay takeoff
- 21:17 Crew requested technical assistance to have the brake cooled down
- 21:20 Crew requested firemen inspection for the left gear
- 21:29:33 Crew reported the aircraft resumed the taxi run after a first stop to cool down the brakes
- 21:41:45 Second stop on taxi run going back to the parking
- 21:51:41 After stopping to let the brakes cool, the taxi run resumes.
- 21:56:40 Control makes a call to QTR 068 that goes unanswered.

It is in this timeframe that the fusible plugs on both wheels melt

- 21:56:59 Control repeats its call.
- 21:57:03 QTR 068 replies with a brief "stand by".
- 21:58:06 From its cockpit, another aircraft crew sees the fire in the LH wheel of QTR 068 and calls it in.

The fusible plugs melted within five minutes of resuming the taxi and some 84 seconds later the flames from the fire were observed. In the meantime, the crew's silence to the call from Control suggests that the abnormality somehow became apparent. Both the flight and cabin crew felt bumps while taxiing.

It is likely that the fire started at the same time that the airplane lurched down while taxiing at 9 kt, as the tires deflated. The low speed and the absence of mechanical impact damage or of bending or pulling stresses rules out the hypothesis that pieces of rubber from the tires severed hydraulic hoses. The damage noted on the hydraulic lines after the accident was due, according to the workshop analysis, to the fire itself since there was no mechanical damage. As a result, the hypothesis that the fire was caused by a break in the hydraulic lines as the airplane dipped down and the tires deflated can be dismissed.

A second hypothesis is that the fire initiated before the fusible plugs melted while taxiing, in which case it would be the fire itself (a fire prior to the blowout) that furnished the additional heat to cause the tires to warm enough for the plugs to melt.

It is an accepted and established fact that a fire can spontaneously ignite given two conditions: the existence of combustible material and a heat source whose temperature exceeds the material's ignition or flashpoint temperature.

The rubber in the tires can provide the combustible material for a fire of a certain size, but it needs temperatures in excess of 400 °C to ignite. The fusible plugs on both rear wheels of the LH leg would have melted long before that temperature was reached, preventing a fire. It is possible, therefore, that another material, either hydraulic fluid or grease from a wheel axle bearing flowed and came into contact with hot components on the brake discs. The temperatures recorded by the probe in those brake assemblies reached values of 500 °C, and it is reasonable to assume that the temperatures at some points on the carbon discs were even higher. The flashpoint of hydraulic fluid and of grease is around 400 °C, meaning this may have been the scenario which created the initial flames that later spread to the tires.

Although the damage noted on the hoses was the result of the fire itself, the possibility that liquid seeped out of those hoses prior to the fire, or that there was grease left over from a maintenance action or excess lubricant applied to the wheel bearings, cannot be ruled out.

In previous wheel fire incidents or accidents, the presence of fluids has been suspected, even lacking direct evidence. In this case, the extraordinary duration of the exposure to high temperatures and the pressurization of the alternate brake system may have resulted in fluid accumulating from a small leak or in the seepage of grease from inside the bearings. The presence of such greases or fluids, while imperceptible when the airplane is dispatched, could eventually leak onto hot surfaces after an hour of taxiing.

The existence of an entry in the Flight Report Book made fifteen days earlier involving heating of the LH leg brakes and the reproduction of the phenomenon during operational tests after the event indicate that the problem had been present for some time, though it may have been reoccurring, because the seizing caused in the brakes for those two wheels was only partial and induced a residual pressure that absorbed relatively little energy at ambient and fluid temperatures below 60 °C.

On a short taxi run from the stand to the takeoff point, the problem would not have manifested itself. Without reaching 300 °C, the airplane would have taken off and completed its flight operation. In the first part of its taxi run, however, the airplane in this event was already experiencing asymmetric heating. That is why a recommendation is issued to the manufacturer, requesting that it provide additional instructions and criteria to differentiate problems with brake seizures, and provide advice on the best way to proceed in those cases.

There is a different way to set out the scenery, the aircraft start taxi for takeoff with cold brakes, and having such level of temperature with barely using the associated brake for

a long period of time was a clear indication of a technical problem, and relay on basic airmanship to stop the aircraft. But different crews into a different conditions as no operator technical support there or hardly hot or cold environments could take different decisions and is in this way the SR expressed in the previous paragraph is also supported.

2.1.2. *Brake heating*

The only common cause for brakes seizing in wheels 5 and 6 of the LH leg was found in the improper pressure of the alternate brake system (yellow hydraulics) after the parking brakes were released at the start of the operation. Three components, the safety valve, filter and servovalve, could have been responsible for the condition that was reproduced during the operational tests conducted after the event. The workshop inspections of the disassembled components were not definitive, but they do provide an indication that foreign particles clogged the pressure return in the servovalve. Moreover, the pressure that was sustained for over an hour, from the time of engine startup when the hydraulic systems are pressurized, could have resulted in the hydraulic fluid seeping out and building up on an external surface.

The FDR data show that the brakes on the LH leg were not used once the temperature problems became evident, meaning that the use of the brakes in no way contributed to the temperature increase in the brake assemblies of the number 5 and 6 wheels of the LH landing gear.

It was also noted that the heating cycles during the final taxi phase were more rapid in that the brakes quickly became hot again when resuming taxiing after stopping to allow them to cool. The reasons are thought to be, on the one hand, the increased friction caused by the residual pressure in the alternate hydraulic system resulting from being subjected to elevated temperatures, and, on the other, the thermal inertia, that is, the disappearance of the heat sink when, after nearly an hour of taxiing, the entire leg had become hot.

The aircraft was not equipped with cooling fans for the brake packs. These fans are used to reduce the temperature increase experienced by the brakes on landing and allow for a short stopover time. It is possible that had the airplane been equipped with such fans, the temperature readings would have been lower, though this would only have served to mask an ongoing problem.

2.1.3. *Contamination of the hydraulic system and maintenance considerations*

The spectrographic analysis confirmed that the hydraulic fluid in the systems was practically free from contamination. The marks and scratches noted on the internal spool of the servovalve, however, indicate that a high-hardness particle such as a grain of sand

or silica must have been lodged inside the valve. Due to the way the system is designed and conceived, there is no fluid flow at the end of the valve, only pressure transmitted by way of pistons to the actuating pistons in the brake assemblies. Only if a component were replaced and the system purged would the fluid emerge, and then only after having passed through a filter that would retain any impurity. It is logical to assume that the contaminant was introduced to the fluid during a change out of a landing gear component, in particular of one situated downstream of the servovalve. As a consequence, a safety recommendation is issued specific to the Operator to improve its maintenance processes.

In addressing another maintenance aspect and so as to keep elevated and prolonged heating events involving brake assemblies from resulting in tire fires, we note the rigorous need to clean any grease and to check for hydraulic fluid leaks, not allowing even the slightest leakage, and to avoid the excessive lubrication of the bearings. These observations are applicable not only to technical maintenance personnel but also to the flight crew during the performance of the walk around check.

2.2. Execution of operation

Over the course of its operation and movement on the taxiways at Madrid-Barajas airport, the aircraft covered some ten kilometers in 62 minutes before the tires deflated and caught on fire. There was ample time for the crew to ponder its decisions calmly and for ATC as well, since there was seemingly not much traffic to control.

The crew quickly noted the problem before reaching the halfway point of its taxi run to the runway for takeoff. They took the precaution of not stepping on the LH brake pedal and keeping the taxi speeds low.

During the second half of the taxi out, the crew was correct to postpone the takeoff and request a parking space from ATC where they could stop and receive help. Control did not appreciate the complexity of the situation and made the aircraft advance another kilometer, possibly to free up access for other aircraft to take off from runway 36R. It could be argued that the accident would not have occurred had the airplane promptly received the assistance the crew requested. A large airport should have remote, strategically positioned parking areas where airplanes with technical or other problems affecting its safety or security can be segregated and serviced. The airport has 12 far off parking positions, between path points D and E, just to the left of taxiway M, and further on there is a device platform for runway 36R.

By the time the aircraft approached the vicinity of the runway 36R threshold, the situation had become untenable. With the affected brake assembly temperatures reaching 485 °C, the crew decided to cancel the takeoff, park the airplane and receive technical aid as well as assistance from the fire brigade.

In the absence of an emergency declaration from the crew, Control evaded the question of providing fire brigade assistance. As for the technical assistance, Control decided that it had to be provided by the operator's handling agent at the parking stand from which the airplane had departed. Judging by the conversations held with the various controllers on different frequencies, ATC was undoubtedly aware of the difficulties surrounding flight QTR 068; however, each controller only had a partial vision of the problem and never fully understood the crew's requests.

The previous paragraph must be understood in the sense that the assistance given by control to aircraft could have been improved. This department could have paid attention to the difficulties the aircraft encountered without declaring emergency. For these reasons a safety recommendation is issued to AENA to revise the control procedures when an aircraft require the assistance of the fire brigade, so as to gather all the necessary information for a clear assessment of the situation and provide the adequate answers.

Given the condition of the aircraft, reaching the distant point E had proven arduous. On the way back, the crew faced the even more difficult task of returning to its point of departure, made more precarious this time by having to taxi with already hot brakes. The aircraft should not have been moved from its position at point E, though the decision to return to parking can be explained given their situation: in the open field and with no building in the vicinity in an unknown airport, without their operating company's support and without receiving the aid they were requesting.

During the return the brake temperature quickly rose again to 500 °C at point F, forcing the aircraft to pause once more. When they resumed taxiing, and after rolling for some five minutes, the aircraft approached point G. It was then that two of the tires deflated, thus precluding any further movements and frustrating the attempt to return to parking stand T1. At that time, 21:57, Control's clearance to continue taxiing went unanswered by the crew which, when prompted by Control, replied simply with a "stand by", a sign that something had gone wrong in the cockpit.

The FCOM makes reference to a temperature limit of 600 °C, which must not be exceeded under any circumstances. The FCOM also sets a maximum brake temperature of 300 °C before initiating the takeoff run. It does allow for the abnormal & asymmetric heating of the brakes on the A-300, establishing a maximum difference of 150 °C between them, as may be the case during a partial seizing of the brake in one of the wheels.

This accident, however, shows that prolonged heating with temperatures below 500 °C under continuous taxi conditions with the tires building up heat as a result of rolling deformation can result not only in the fusible plugs melting while taxiing, but also in the appearance of a fire due to the presence of combustible material igniting the rubber in the tires. The crew, despite having noted the abnormal and asymmetric heating of

the brake assemblies, did not interpret the FCOM instructions correctly when assessing the gravity of the situation.

It would be expedient for operators and crews to have more thorough instructions on how to proceed in these cases. New taxi limitations could be established, for example, similar to those already used for takeoff. Only the 600° limit is imposed during taxi as the temperature limit that is not to be exceeded under any conditions.

Any problems involving seizing of the brakes will first be noticed by the crew. Logically, such seizures cannot occur simultaneously on all the wheels and operators should be able to discern, from the first indication of asymmetric heating, whether there is a technical problem or whether the differences are due to other circumstances, such as, for example, operating in a cross wind. Once the problem is isolated, even if the absolute temperature limits are not exceeded, actions should be taken to prevent extreme heating conditions, especially during long taxi scenarios.

The 600° C maximum temperature limit for any wheel may be realistic in events involving a short-duration heating of the brakes, as might occur when braking hard on landing. Such limits are not deemed conservative, however, in prolonged heating events, where the heat sink offered by the metallic mass of the leg is no longer effective.

A safety recommendation is issued in this regard to the manufacturer so that guidance and operational limits below 600 °C be issued with regard to the use of brakes in situations involving long operations on the ground.

2.3. Evacuation

The fire was declared two minutes after the tires deflated and one minute after a pause in the communications between the crew and Control.

It was another aircraft that first reported, in Spanish, the existence of a fire in the left leg. Once this information was relayed to the crew in English, the captain made the decision to evacuate the aircraft.

The fire was not confirmed by control, which could only see the right side of the aircraft, until it received this information from a FOLLOW ME car that was in the area and that accessed the 121.85 frequency. The fire brigade vehicles were just arriving at that time, but they were on a different frequency. The firefighters were quickly able to bring the fire under control and extinguish it. When the control tower asked the aircraft for a frequency change to 121,700 MHz, which was not assigned to this taxi area, this prevented from listen to the fire brigade both in the area frequency of 121,85 MHz as in the emergency frequency of 122,795 MHz

Although the firefighters' car attempted to communicate using signals with the cabin crew that had opened the doors of the airplane to try to stop the evacuation, it was decided to continue so as not to cause further confusion.

The deplaning of the passengers may have been halted had there been better communication among the crew, the TWR and the firefighters, although the decision made is deemed logical and reasonable since the cancellation could have led to confusion among the passengers and resulted in additional problems.

Throughout the entire taxi operation, there were over five changes in radio frequency, involving different controllers who each knew only part of the difficulties being experienced by the aircraft. The frequent control changes hindered the tower's ability to monitor the operation.

In the initial moments of the evacuation, control relayed to the aircraft the instruction to change communications to a different GMC frequency. In the meantime, Control remained in radio contact with the FOLLOW ME car and another aircraft in the area, which was relaying information in Spanish on the progress of the evacuation.

It is likely that more fluid and coordinated communications between the various controllers handling the different frequencies and the crew would have enabled the crew to make better decisions, possibly even avoiding the appearance of the fire. This, along with a fire warning issued in a language known by all the parties involved, could even have prevented the emergency evacuation that resulted in injuries to some of the passengers. That's the reason a safety recommendation is issued for improving the frequency changes procedures when difficulties, anomalies or emergencies arise with the taxiway traffics.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

- The aircraft experienced an asymmetric heating of the brake assemblies on wheels 5 and 6.
- The aircraft had to taxi a long distance, as required by the length of the Madrid-Barajas airport.
- Brake temperatures in excess of 300 °C were reached. Takeoff with such high temperatures is not permitted.
- The crew decided to continue its taxi run while stopping occasionally so as not to exceed the FCOM temperature limits (600 °C). By stopping before the reading exceeded 500 °C, they were well within FCOM limits.
- Temperatures of 500 °C were reached while returning to parking. There were no data recorded related to brake system pressures or temperatures.

- The aircraft was not provided with a nearby parking stand, nor was it provided assistance from the firefighters as requested since the presence of firemen was not asked by control tower.
- Communications were handled on different frequencies. The last frequency change resulted in the crew not receiving information relevant to the evacuation.
- Many conversations on the tower frequency with other stations were held in Spanish, which prevented the crew from being immediately aware of what was happening.
- A fire was declared affecting the rear wheels on the LH leg.
- The fire was promptly reported by another taxiing aircraft, and quickly fought and brought under control.
- An evacuation was ordered, during which several passengers were injured, one of them seriously.
- The crew decided not to halt the emergency evacuation of the passengers so as not to create confusion among the passengers and avoid further complications.

3.2. Causes

During the long taxi out for takeoff, it became apparent that the brakes for wheels 5 and 6 were overheating. In light of this, the crew decided to cancel the takeoff and to taxi in to return to the assigned parking stand. The two tires, however, deflated and a fire broke out.

- The brakes on wheels 5 and 6 heated due to residual pressure trapped in the alternate brake system caused by a stuck servovalve for this pair of wheels and resulting from the presence of a high-hardness particle in the hydraulic fluid.
- The fire is likely to have resulted from the large build-up of heat in the affected wheels, without a prior leak of inflammable liquids, after the tires had deflated.

4. RECOMMENDATIONS

REC 08/10. While the FCOM in point 2.05.32 provides instructions on determining whether the brakes are seized, the crew, based on these criteria, decided to continue the taxi run and a fire eventually broke out. As a result, it is recommended that the manufacturer improve its "Brake Temperature HI" Abnormal Procedure so as to aid crews faced with gradual but prolonged increases in temperature and that it lower the brake temperature limit so as to avoid the possibility of the wheels catching on fire.

REC 09/10. It is recommended that the Operator enhance the training of its A-300 pilots so as to improve their ability to determine the existence of seized brakes and that it adopt those actions and procedures that aid in the efficient combat of this abnormal condition.

- REC 10/10.** It is recommended that the Operator re-evaluate and improve the conditions under which hydraulic system replacements and fluid recharges are made under any environment so as to ensure that these tasks do not allow for the contamination, especially by high hardness particles, of hydraulic systems.
- REC 11/10.** It is recommended that AENA improve the procedures in case of aircraft with difficulties, anomalies and emergencies, to guarantee in these cases that the information and coordination interchange between the controllers and the crew be more efficient. It is also recommended to avoid the changes in frequency and to maintain the communications in a language known by all the parts involved, especially by all the aircraft in frequency.
- REC 12/10.** It is recommended that AENA revise the control procedures when an aircraft require the assistance of the fire brigade, so as to gather all the necessary information for a clear assessment of the situation and provide the adequate answers.

APPENDIX 1

Barajas Airport Chart

