

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL

Informe técnico IN-045/2004

Fallo de motor en vuelo ocurrido el día 21 de julio de 2004, a la aeronave McDonnell Douglas MD-83, matrícula EC-FTS, operada por la compañía Spanair, en el Aeropuerto de Alicante



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

IN-045/2004

Fallo de motor en vuelo ocurrido el día 21 de julio de 2004, a la aeronave McDonnell Douglas MD-83, matrícula EC-FTS, operada por la compañía Spanair, en el Aeropuerto de Alicante



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-08-063-3
Depósito legal: M. 23.129-2003
Imprime: Diseño Gráfico AM2000

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

El presente Informe es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil en relación con las circunstancias en que se produjo el evento objeto de la investigación, con sus causas 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, la investigación tiene carácter exclusivamente técnico, sin que se haya dirigido a la determinación ni establecimiento de culpa o responsabilidad alguna. La conducción de la investigación 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 Informe para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

Índice

Abreviaturas	vi
Sinopsis	vii
1. Información factual	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.2. Lesiones de personas	2
1.3. Daños a la aeronave	2
1.4. Información personal	3
1.4.1. Información sobre el piloto	3
1.4.2. Información sobre el copiloto	3
1.5. Información de aeronave	4
1.5.1. Sistema motopropulsor	5
1.5.2. Salida de emergencia del cono de cola	7
1.5.3. Procedimiento de emergencia del operador. Fallo de motor	9
1.6. Información meteorológica	10
1.7. Comunicaciones	11
1.8. Información de aeródromo	11
1.9. Registradores de vuelo	11
1.9.1. Registrador de datos de vuelo	11
1.9.2. Registrador de voz de cabina	14
1.10. Incendios	16
1.11. Aspectos de supervivencia	16
1.12. Ensayos e investigación	17
1.12.1. Informe de desmontaje del motor	17
1.12.2. Informe sobre la inspección de la rampa del cono de cola	20
1.13. Información adicional	20
1.13.1. Información sobre incidentes anteriores de fallo de motor y actuaciones de Pratt & Whitney	20
1.13.2. Actuaciones de la compañía con objeto subsanar las deficiencias detectadas en el procedimiento de fallo de motor en vuelo	22
1.13.3. Política de la compañía relativa a situaciones de emergencia	23
2. Análisis	25
2.1. Fallo del motor	25
2.2. Fallo de despliegue de la rampa de evacuación inflable en la salida posterior	26
2.3. Gestión de la emergencia en la aeronave	27
2.4. Procedimiento de fallo de motor	28
2.5. Actuación de los equipos de Extinción de Incendios y evacuación	29
3. Conclusión	31
3.1. Conclusiones	31
3.2. Causas	31
4. Recomendaciones sobre seguridad	33

Abreviaturas

00°	Grado(s)
ATC	Control de tráfico aéreo
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CRM	Gestión de recursos de tripulación
CSN	Ciclos desde la fabricación
CVR	Registrador de voz en cabina
DC	Douglas Corporation
DFDR	Registrador digital de datos de vuelo
EGT	Temperatura de gases de escape
EPR	Relación de presiones en el motor
FCU	Unidad de control de combustible
FF	Flujo de combustible
FOD	Daño por objeto externo
ft	Pie(s)
h	Hora(s)
HPC	Compresor de alta presión
HPT	Turbina de alta presión
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IR(A)	Habilitación de vuelo instrumental de avión
kg	Kilogramo(s)
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
LH	Lado izquierdo
LPC	Compresor de baja presión
LPT	Turbina de baja presión
MD	McDonnell Douglas
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue
N1	Velocidad del fan del motor
N2	Velocidad del compresor del motor
QNH	Reglaje de la subescala del altímetro para obtener la elevación estando en tierra
rpm	Revoluciones por minuto
S/N	Número de serie
SB	Boletín de Servicio
SEI	Servicio de Extinción de Incendios
TACC	Centro de control de área terminal
TCP	Tripulante de cabina de pasajeros
TSN	Tiempo desde la fabricación
UTC	Tiempo universal coordinado
VOR	Radiofaro no direccional de muy alta frecuencia

Sinopsis

Propietario y operador:	Finansskandic AB y Spanair
Aeronave:	McDonnell Douglas, MD-83
Fecha y hora del incidente:	21 de julio de 2004; 12:41 h ¹
Lugar del incidente:	Aeropuerto de Alicante
Personas a bordo y lesiones:	152, 19 ocupantes y 1 persona en tierra heridos leves
Tipo de vuelo:	Transporte aéreo comercial. Regular. Interior. Pasajeros
Fecha de aprobación:	28 de mayo de 2008

Resumen del accidente

La aeronave despegó del Aeropuerto de Alicante con destino Palma de Mallorca a las 12:38. Cuando se encontraban a 5.400 ft de altitud, el comandante advirtió que el motor izquierdo fallaba y la tripulación decidió volver al campo. Una vez que la aeronave aterrizó les informaron que tenían fuego en el motor izquierdo y la tripulación ordenó la evacuación de la aeronave.

En la evacuación 19 pasajeros y 1 bombero sufrieron lesiones de poca importancia.

Durante la investigación se determinó que la causa probable del incidente fue la rotura simultánea o casi simultánea de dos álabes del estator de la etapa 8.^a del compresor de alta presión que produjeron un fallo general del motor.

Con el informe final se emiten dos (2) recomendaciones de seguridad dirigidas al operador.

¹ Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local. Para obtener las horas UTC es necesario restar dos horas a la hora local.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave, con indicativo de vuelo AEA9363, despegó del Aeropuerto de Alicante a las 12:38 con destino a Palma de Mallorca. El piloto a los mandos era el comandante y el copiloto se encargaba de las comunicaciones. Las fases de puesta en marcha, rodaje, despegue y fase de ascenso inicial fueron normales.

Cuando la aeronave se encontraba a 5.400 ft de altitud y ya había sido autorizada a ascender a nivel de vuelo 120, a las 12:41, el comandante advirtió que el motor izquierdo fallaba y se lo comunicó al copiloto. Inmediatamente contactaron con ATC para informar de lo sucedido e indicar su deseo de volver al campo.

Al contactar con la cabina de pasajeros para informar que volvían a Alicante, un auxiliar de vuelo les confirmó que se había oído un ruido y que provenía del motor izquierdo.

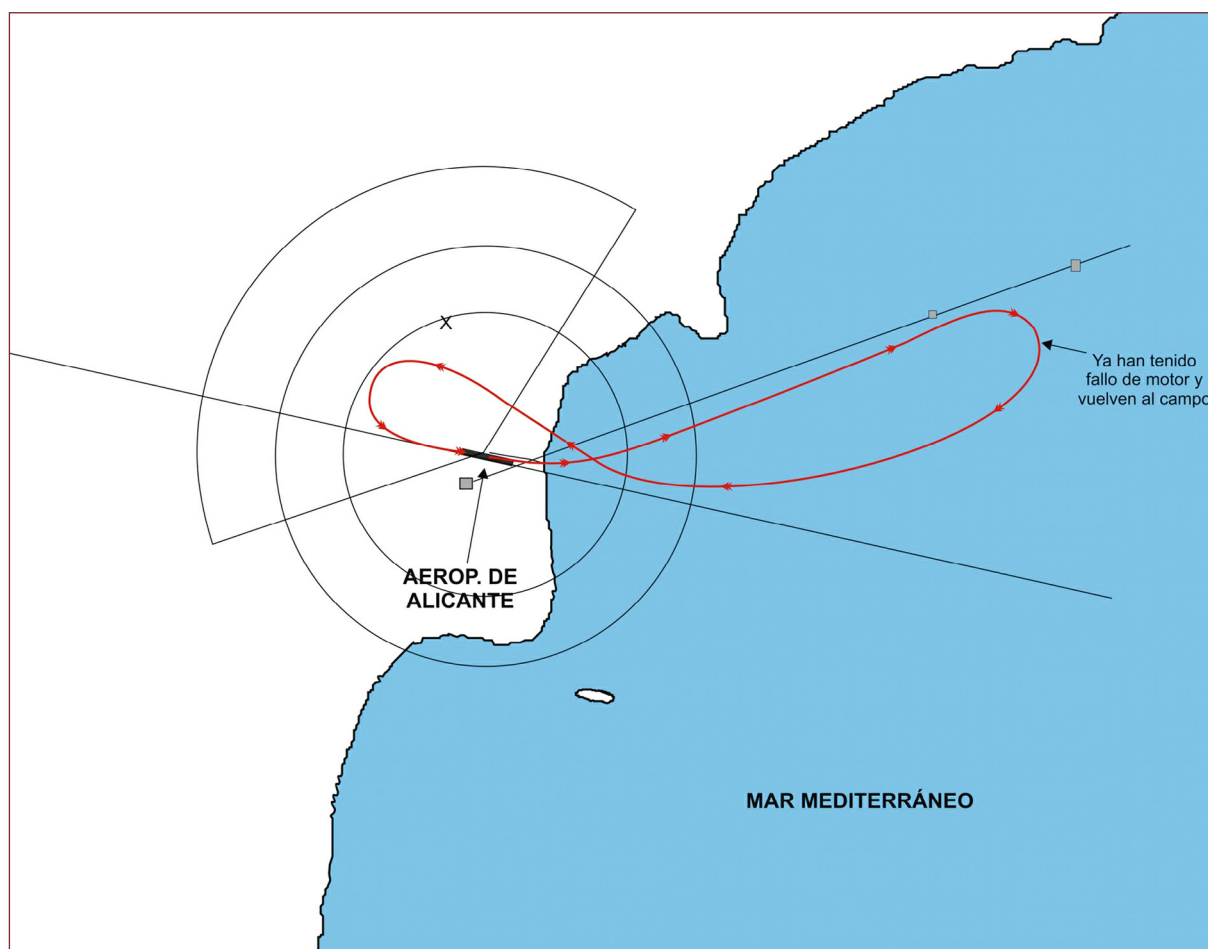


Figura 1. Trayectoria de la aeronave

Declararon emergencia y ATC les informó que podían aterrizar por la pista que desearan.

Iniciaron la lista de emergencia en caso de fallo de motor en tres ocasiones pero no la finalizaron debido a interrupciones por parte del personal de ATC y en la última ocasión debido a que estimaron que era necesario centrarse en las tareas de aterrizaje.

Fueron autorizados a aterrizar en la pista 10. La tripulación decidió hacer una aproximación visual.

Completaron la lista de aterrizaje y el aterrizaje se realizó con normalidad. Una vez en tierra la aeronave abandonó la pista por la calle C4 y paró notificando a ATC que la pista estaba libre.

ATC le informó que llevaba fuego en el motor izquierdo y la tripulación decidió evacuar la aeronave. No se registró ningún aviso de fuego en dicho motor.

Durante la evacuación 19 pasajeros y un bombero sufrieron lesiones de poca importancia.

Los equipos de emergencia del aeropuerto aplicaron agentes extintores en la turbina izquierda en la que habían observado el fuego.

Aunque se había abierto en emergencia la puerta trasera del cono de cola, la rampa no se extendió.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Graves				
Leves		19	19	No aplicable
llesos	6	127	133	No aplicable
TOTAL	6	146	152	1

1.3. Daños a la aeronave

Los daños sufridos por la aeronave se limitaron al motor izquierdo.

1.4. Información personal

La tripulación de la aeronave estaba compuesta por el piloto, el copiloto, la jefa de cabina y 3 tripulantes de cabina de pasajeros.

1.4.1. Información sobre el piloto

La información más relevante sobre el piloto al mando de la aeronave se relaciona a continuación:

Información sobre el piloto		
Edad	35 años	
Nacionalidad	Española	
Licencia	Piloto de transporte de línea aérea (desde 12-02-1997)	
Habilitación (validez)	DC9 80/MD88/MD90 (hasta 22-03-2005)	
	IR(A) (hasta 22-03-2005)	
Experiencia	Total	7.361 h
	En el tipo	6.860 h
	Últimos 90 días	154 h
	Últimos 60 días	124:17 h
	Últimos 30 días	29:35 h
Actividad	Hora comienzo actividad aérea	07:25 h
	Descanso previo	72 h
Certificado médico	Tipo	Clase 1
	Fecha	Válido hasta 02-02-2005

El piloto había realizado 2 cursos de CRM en los últimos 6 meses previos al incidente. Los cursos de CRM constaban de 3 partes; la primera, donde se proporcionaba información teórica mediante medios audiovisuales, la segunda, donde se estudiaban casos prácticos también mediante medios audiovisuales y finalmente se realizaban prácticas conjuntas con TCP.

También había realizado 1 curso periódico de refresco teórico y 2 cursos periódicos de refresco en simulador.

1.4.2. Información sobre el copiloto

La información más relevante sobre el copiloto al mando de la aeronave se relaciona a continuación:

Información sobre el copiloto		
Edad	37 años	
Nacionalidad	Española	
Licencia	Piloto comercial de aeronave (desde 17-02-1998)	
<i>Habilitación (validez)</i>	DC9 80/MD88/MD90 (hasta 18-05-2005)	
	IR(A) (hasta 18-05-2005)	
<i>Experiencia</i>	Total	No disponible
	En el tipo	No disponible
	Últimos 90 días	171:35 h
	Últimos 60 días	120:40 h
	Últimos 30 días	70:10 h
<i>Actividad</i>	Hora comienzo actividad aérea	07:25 h
	Descanso previo	Más de 48 h
<i>Certificado médico</i>	Tipo	Clase 1
	Fecha	Válido hasta 10-01-2005

El copiloto no había realizado ningún curso de CRM en los últimos 6 meses previos al incidente.

Había realizado 1 curso periódico de refresco teórico y 5 cursos periódicos de refresco en simulador.

1.5. Información de aeronave

El MD-83 es un avión turborreactor de transporte de pasajeros de fuselaje estrecho, de medio alcance con capacidad para unos 155-172 pasajeros según sus distintas versiones. Su diseño fue una evolución del DC-9 de Douglas Corporation cuando se fusionó con McDonnell Co. Posteriormente la McDonnell Douglas Corporation fue adquirida por Boeing Co. de quien depende la aeronavegabilidad del tipo.

Los datos más relevantes de la aeronave se resumen a continuación:

Información general	
Matrícula	EC-FTS
Fabricante	McDonnell Douglas Corporation
Modelo	Douglas MD-83
Número de serie	49621
Año de fabricación	1988

Información general (continuación)		
Motor 1	Fabricante	Pratt & Whitney
	Modelo	JT8D-219
	Número de serie	728179
Motor 2	Fabricante	Pratt & Whitney
	Modelo	JT8D-219
	Número de serie	718143

Características técnicas		
Dimensiones	Envergadura	107,8 ft
	Altura	29,6 ft
	Longitud	147,9 ft
Limitaciones	Peso máximo despegue	160.000 lb
	Tripulación mínima	2 pilotos

1.5.1. Sistema motopropulsor

La planta de potencia del MD-83 se compone de dos motores Pratt & Whitney JT8D-219. Este modelo de motor es un turbofan de doble carrete, de mediana relación de derivación, con fan de una sola etapa, compresor de baja (LPC) de seis etapas, compresor de alta (HPC) de siete etapas. Tiene nueve tubos de combustión en una cámara can-anular. La turbina de alta (HPT) tiene una etapa y la turbina de baja (LPT) comprende tres etapas. El escape se compone de una etapa mezcladora de flujos y la tobera de salida.

El empuje certificado del motor a potencia de despegue es de 21.700 lb hasta temperaturas ambientales de 28,8 °C. A temperaturas ambientales superiores a 28,8 °C se reduce el empuje admisible para que no se supere la temperatura límite de los gases en su entrada en turbina.

La limitación por temperatura en la tobera de escape (EGT) para la potencia de despegue es de 625 °C y las de las revoluciones 8.350 rpm (101,6%) N1 y 12.550 (102%) N2. El límite de EPR^2 con potencia de despegue, a nivel del mar y con temperaturas inferiores a 28° es de 2,034.

² El EPR («Engine pressure ratio») es la relación entre la presión total de los gases en el escape y la presión total del aire en la entrada del compresor. En este tipo de motor el EPR es el indicador primario del empuje generado.

Informe técnico IN-045/2004

Al motor número 1 instalado en el avión de Spanair le corresponden los siguientes datos:

Marca:	Pratt & Whitney
Modelo:	JT8D-219
Motor:	#1 (LH)
Número de serie (S/N):	728179
Horas desde nuevo (TSN):	10.642 h
Ciclos desde nuevo (CSN):	7.675 ciclos
Horas desde última revisión:	1.673 h
Ciclos desde última revisión:	895 ciclos
Fecha última revisión:	9 de junio de 2003
Horas desde instalación:	334 h
Ciclos desde instalación:	218 h
Fecha de instalación:	9 de junio de 2004

Antes de la instalación en el avión de Spanair se inspeccionó el motor cuando había acumulado en otras instalaciones 1.339 h de vuelo y 677 ciclos desde su última visita a taller. Dicha inspección, que se realizó en febrero de 2004, comprendía pruebas de arranque y vibraciones, inspección visual y boroscópica de la zona de turbina.

En la última inspección que se realizó en junio de 2003, se desmontó el motor para la reparación de la octava etapa de estator y la sulfuración de los álabes de la segunda etapa del compresor de baja.

El plan de mantenimiento del motor, prevé la inspección cada cuatro meses del «8th Support and Shroud (pre SB 6117)».

El resumen del historial del motor n.º 1 se expone a continuación:

Información de mantenimiento sobre el motor		
Reparación realizada al motor	Horas de motor	8.969 h
	Ciclos de motor	6.780 ciclos
	Fecha inicio reparación	01-10-2002
	Fecha de fin reparación	09-06-2003
	Descripción	Se desmontó el motor para la reparación de la octava etapa de estator y la sulfuración de los álabes de la segunda etapa del compresor de baja. Se realizó un test y una revisión boroscópica.

Información de mantenimiento sobre el motor <i>(continuación)</i>		
<i>Última revisión del motor (fue antes de instalarlo en la aeronave EC-FTS)</i>	Horas de motor	10.308 h
	Ciclos de motor	7.457
	Fecha	19-02-2004
	Descripción	Se realizó una revisión del motor y test, incluyendo revisión boroscópica.
<i>Instalación del motor en la aeronave EC-FTS</i>	Horas de aeronave	50.670 h
	Ciclos aeronave	29.698 ciclos
	Horas motor	10.308 h
	Ciclos motor	7.457 ciclos
	Fecha	09-06-2004
<i>Estatus en la fecha del incidente</i>	Horas de aeronave	51.004 h
	Ciclos aeronave	29.916 ciclos
	Horas motor	10.642 h
	Ciclos motor	7.675 ciclos
	Fecha	21-07-2004

Según la información del registrador de datos, el motor número 1 sobrepasó los 638 °C, que es la temperatura más alta registrada, y bajó el EPR a menos de la unidad, es decir, perdió todo su empuje. Se sintieron dos «stalls»³ de compresor y las revoluciones de los rotores de los compresores de alta y de baja cayeron drásticamente aunque siguieron girando. La tripulación puso la palanca de gases de ese motor a ralentí y no efectuó el procedimiento de parada del motor hasta después de haber aterrizado. El flujo de combustible disminuyó notablemente, aunque según el registrador de datos no alcanzó el valor 0. No se produjo ningún aviso de fuego en el motor.

1.5.2. Salida de emergencia del cono de cola

El avión dispone de una salida de emergencia por el cono de cola en la parte posterior de la cabina de pasajeros. Si las salidas de emergencia están armadas y se actúa sobre la palanca situada en la puerta de entrada posterior de pasaje se produce el desenganche del cono de cola y el despliegue automático de la rampa.

³ El «stall» o pérdida de compresor se produce cuando las últimas etapas del compresor no absorben todo el aire que entra en las primeras etapas. A consecuencia de ello el aire se remansa en las primeras etapas de compresor y sus álabes entran en pérdida aerodinámica. Este fenómeno origina inversión de flujo que se percibe como una detonación o «bang».

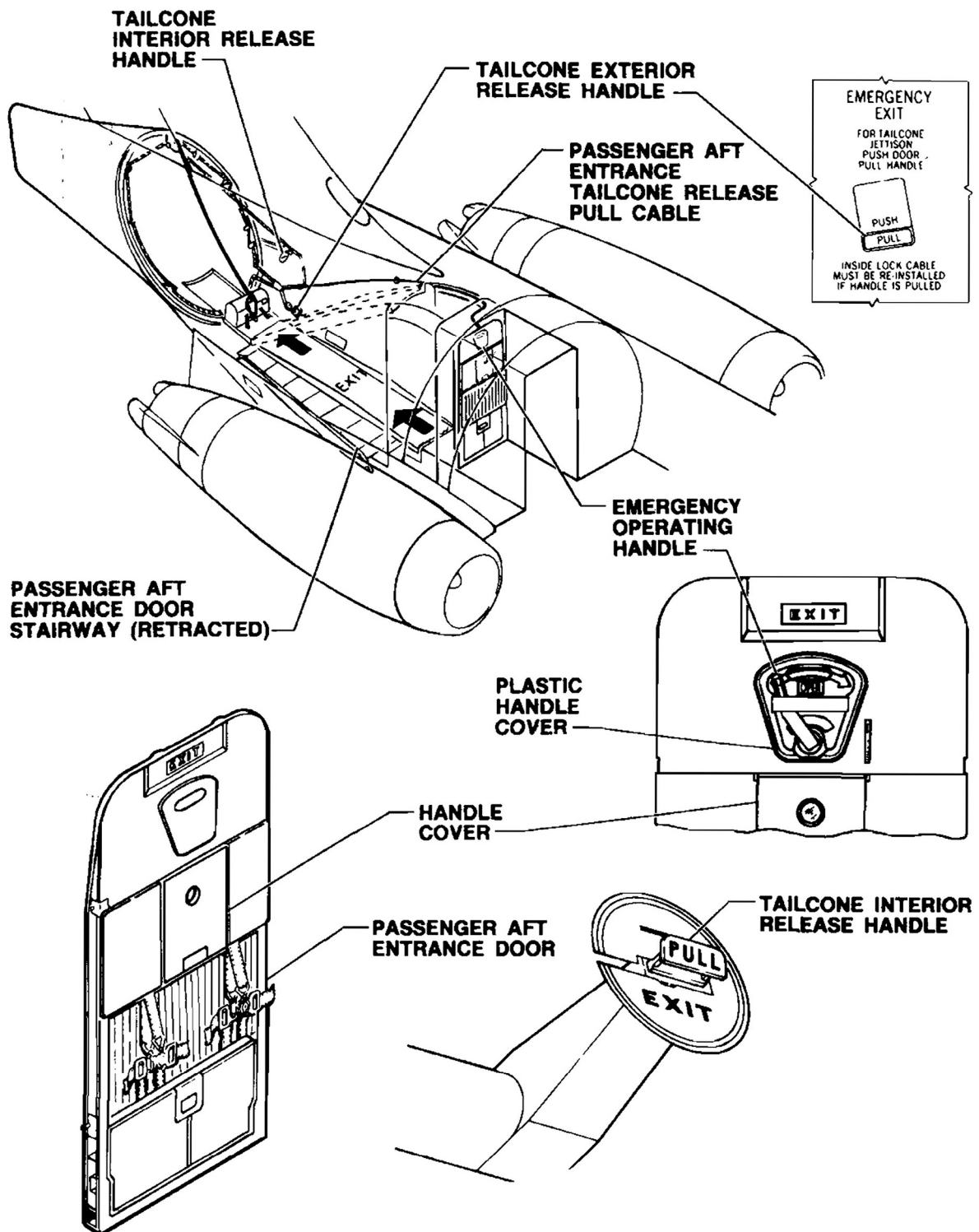


Figura 2. Sistema de eyección del cono de cola

La salida del cono de cola se puede actuar desde tres sitios diferentes. Desde la puerta de entrada posterior de pasaje, desde una palanca en la parte interior del cono de cola (zona no presurizada) de la aeronave y desde otra palanca en la parte exterior de la aeronave.

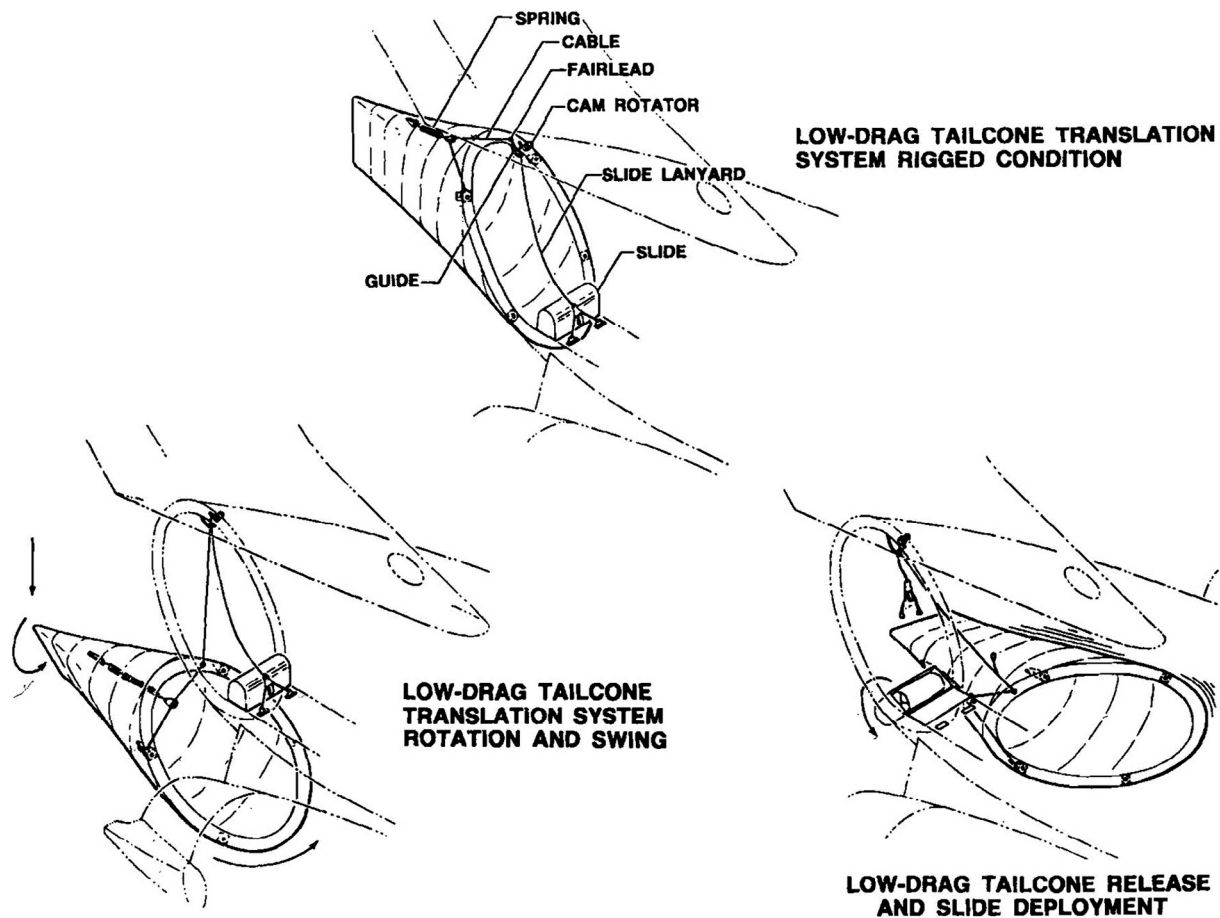


Figura 3. Sistema de desanclaje del cono de cola

Cuando se actúa la salida de emergencia el cono de cola se libera y cae. A continuación gira 90° y se desplaza hacia el lado izquierdo de la aeronave para garantizar que el cono de cola no interfiera en el despliegue de la rampa.

Al caer tira del contenedor de rampa por medio de la cinta de rampa y lo sitúa junto al cono de cola dejando al descubierto la rampa para que se despliegue e infle.

El mando de lanzamiento del cono de cola y de despliegue de la rampa de evacuación se consigue con unas trabillas y cordones unidos a una barra de la puerta y a los cerrojos de fijación del cono de cola y disparador de la rampa inflable, mediante distintas argollas, bandas de velcro y botones automáticos. Estos elementos han de estar correctamente engarzados para que la transmisión del mando de apertura resulte eficaz.

1.5.3. Procedimiento de emergencia del operador. Fallo de motor

El procedimiento de emergencia que se describe en el Manual de Operaciones de la compañía en caso de fallo de motor en vuelo y que utilizó la tripulación es el siguiente:

ENGINE FAILURE

Note: Plan to land at the nearest Emergency airport

1. Autothrottle OFF.
2. Throttle, affected engine IDLE.
3. Eng sync OFF.
4. Engine Instruments OBSERVE.

◆ **N1 or N2 or OIL PRESS indicate zero or any other indication of severe damage.**

CAUTION.

Prior to performing item 5. L/P and R/P must verify that correct fire handle is selected.

5. Fire handle, affected engine PULL.
6. Fuel crossfeed ON.
7. Perform ENGINE SHUTDOWN Checklist, this section
8. [End of procedure]

◆ **N1, N2 and OIL PRESS indicate a rotating and undamaged engine.**

9. At PiC discretion: Perform IN FLIGHT ENGINE START Check list, this section Check fuel balance and use crossfeed as required
10. [End of procedure]

La tripulación no logró completar el procedimiento de fallo de motor.

1.6. Información meteorológica

La información meteorológica en el entorno de la hora del incidente era la siguiente:

A las 10:00:

07009KT 040V120 9999 FEW015 SCT025 BKN200 27/20 Q1015 NOSIG=

A las 10:30:

08010KT 050V120 9999 FEW015 SCT025 28/20 Q1015 NOSIG=

A las 11:00

08010KT 050V110 9999 FEW015 SCT025 28/20 Q1016 NOSIG=

1.7. Comunicaciones

Durante el vuelo la aeronave estuvo en contacto con la Torre de Alicante y con el servicio de Aproximación del Centro de Control de Área Terminal de Valencia (TACC Valencia). Cuando la aeronave aterrizó y se paró en la calle C-4 la Torre de Control le informó que tenía fuego en el motor izquierdo.

Las comunicaciones se realizaron con normalidad.

1.8. Información de aeródromo

El Aeródromo de Alicante consta de una pista con orientación 10/28 con una longitud de 3.000 m y una anchura de 45 m. La elevación del aeródromo es de 43,21 m.

La aeronave abandonó la pista 10 por la salida C-4, según se indica en la figura 4, la tripulación informó que la pista estaba libre y cuando le notificaron que la turbina izquierda tenía fuego, la tripulación decidió realizar la evacuación.

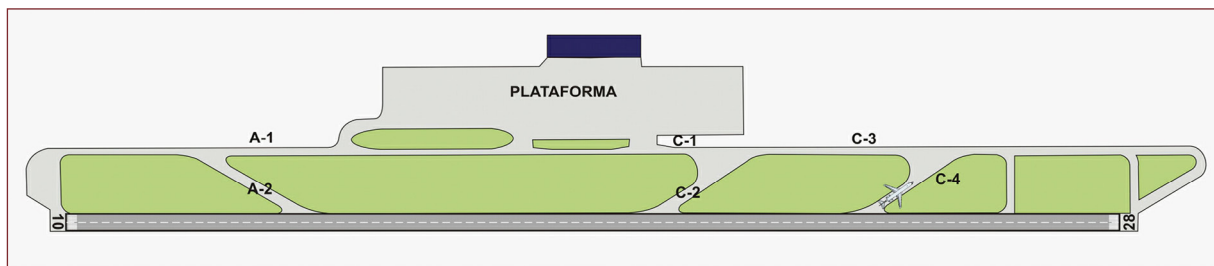


Figura 4. Esquema del aeropuerto y situación de la aeronave después del aterrizaje

1.9. Registradores de vuelo

La aeronave disponía de dos registradores de vuelo:

1. El DFDR (Digital Flight Data Recorder) marca Sundstrand, modelo UFDR con P/N:980-4100-DXUN y S/N: 4002. La capacidad del registrador era para 60 parámetros y una duración de 25 horas.
2. El CVR (Cockpit Voice Recorder) era de la marca Sundstrand, modelo: AV557C, P/N:980-6005-079 y S/N: 13603. Era de cinta magnética y tenía una duración de 30 minutos.

1.9.1. Registrador de datos de vuelo

Según la información recogida en el DFDR se produce la siguiente secuencia de sucesos que afectan al motor número 1:

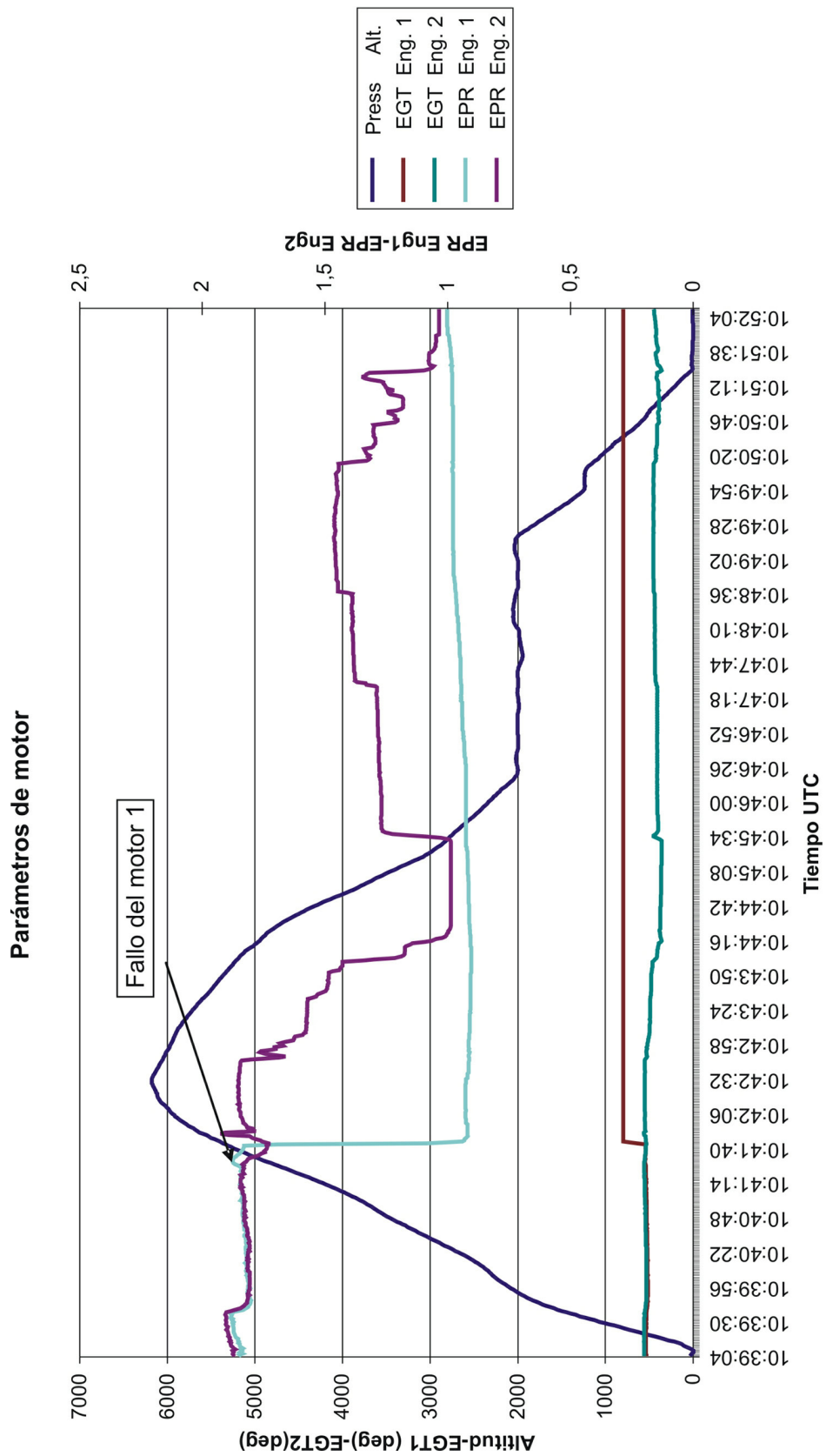


Figura 5. Evolución de la temperatura de escape y EPR en ambos motores durante el vuelo

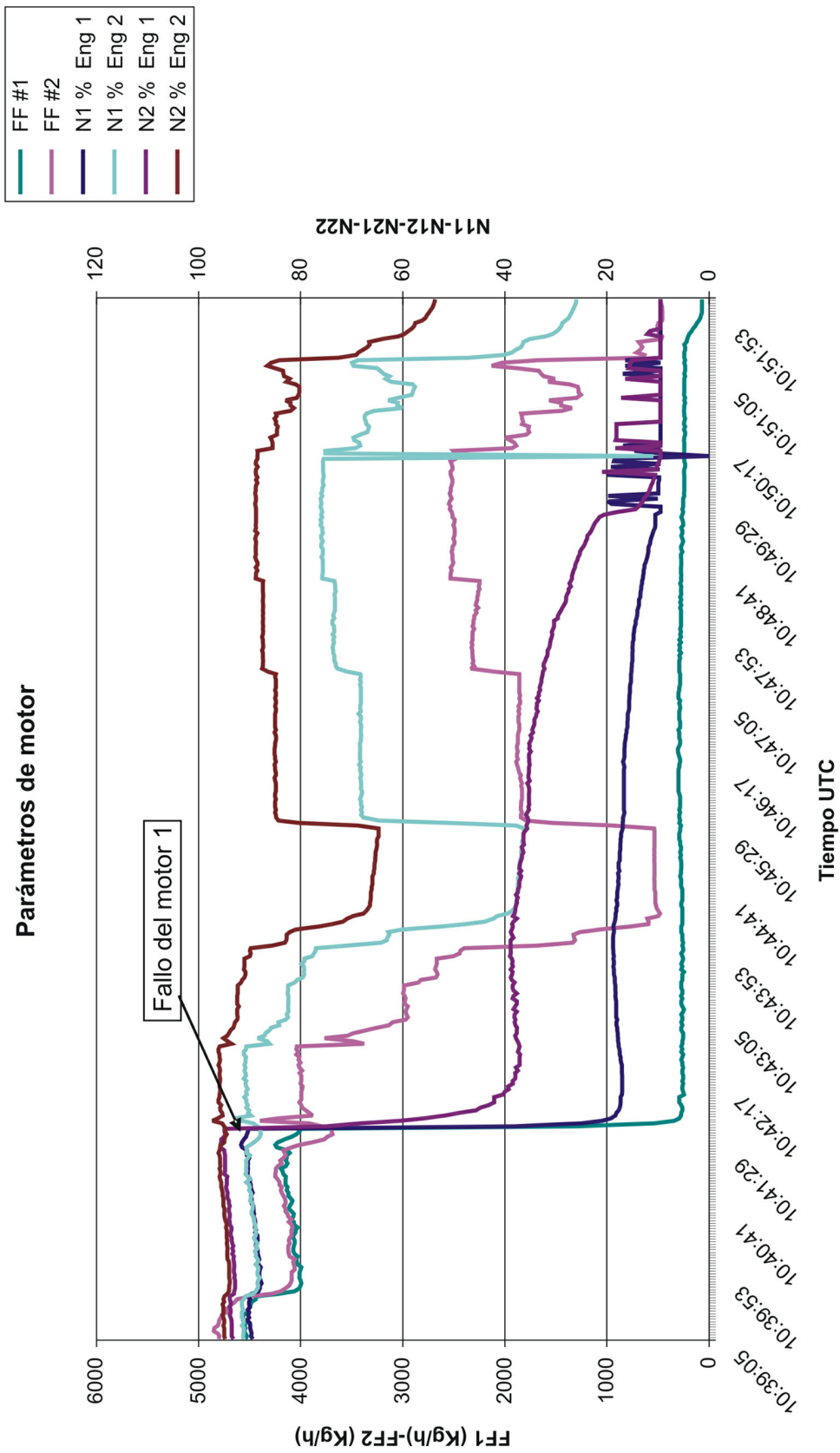


Figura 6. Evolución de revoluciones y flujo de combustible en ambos motores durante el vuelo

- 10:38:38: Se inició el despegue selectando EPR de despegue.
- 10:41:39: Falló el motor izquierdo cayendo la relación de presiones del motor a 1, las revoluciones N1 al 38% y las N2 al 75%. La temperatura subió hasta 638 °C registrados saliéndose de la escala a continuación.
- 10:42:22: Las revoluciones del motor izquierdo bajaron hasta N1 17% y N2 37%.
- 10:42:44: Se redujo a 1,7 el EPR del motor #2.
- 10:51:20: El EPR del motor derecho bajó a 1,1 posiblemente en la recogida para el aterrizaje.
- 10:51:27: La aeronave aterrizó No se desplegaron reversas en ninguno de los motores para frenar la carrera de aterrizaje.
- 10:52:07: Último registro.

En los segundos previos al fallo del motor izquierdo los parámetros de los motores eran aproximadamente en promedio:

Motor	N1 (%)	N2 (%)	EPR	EGT (°C)	FF (kg/h)
#1	90,64	95,03	1,844	540	4.137
#2	89,78	95,49	1,808	550	4.038

En ningún momento del vuelo se activó el aviso de fuego en el motor 1.

1.9.2. Registrador de voz de cabina

El CVR recoge a las 10:41:44 la primera observación del comandante acerca de que el motor izquierdo había fallado. Durante la emergencia el piloto a los mandos fue el comandante y las comunicaciones y la emergencia las gestionó el copiloto.

A las 10:41:55 declararon emergencia y lo notificaron a ATC. A continuación les preguntaron si deseaban volver al campo y les indicaron que podían virar con viraje derecha.

A las 10:42:44 ATC les informó que la pista 28 estaba disponible pero tenía mucho viento en cola con rachas de hasta 14 kt. La tripulación informó que prefería utilizar la pista 10 y ATC les dijo que procedieran al VOR y que podían hacer una aproximación VOR, ILS o visual.

A las 10:43:27 la tripulación informó a la tripulación de cabina de que había habido un fallo de motor y que iban a volver a Alicante.

A las 10:43:50 el comandante pidió «Checklist Approach» y el copiloto observó que no habían hecho ninguna lista de emergencia.

A las 10:44:06 el copiloto inició la lista de «Descent», según el Manual de Operaciones de la compañía y fue interrumpido por ATC que le informó del QNH.

A las 10:44:23 el copiloto reanudó la lista.

A las 10:44:28 terminó la lista de «Descent» y el comandante expresó su idea de no arrancar el motor y le pidió al copiloto que lo apagara.

A las 10:44:56 cuando el copiloto inició la lista de fallo de motor, ATC contactó con la aeronave para informar que era el único tráfico y les preguntó si iban a hacer una aproximación visual.

A las 10:45:23 confirmaron que iban a realizar una aproximación visual.

A las 10:45:38 el copiloto realizó la lista de «Approach» y el comandante volvió a reiterar que iban a apagar el motor.

A las 10:46:02 ATC solicitó información sobre el número de pasajeros de la aeronave.

A las 10:46:31 el copiloto volvió a iniciar la lista de fallo de motor.

A las 10:46:42 El comandante insistió que el motor estaba dañado.

A las 10:46:44 ATC comunicó a la tripulación que contactaran con la Torre de Control.

A las 10:47:15 comunicaron a la Torre de Control que procedían a viento en cola izquierda.

A las 10:47:51 el copiloto reanudó el procedimiento de fallo de motor y el comandante volvió a insistir para que lo apagara. El copiloto inició la lista de fallo de motor pero se activó el aviso de Landing gear y la interrumpió.

A las 10:49:13 realizaron la lista «Before Landing».

A las 10:50:02 confirmaron que estaban autorizados a aterrizar.

A las 10:51:32 aterrizaron.

A las 10:51:58 informaron que la pista estaba libre.

A las 10:52:07 les comunicaron que tenían fuego en la turbina izquierda e informaron que iban a evacuar el avión.

1.10. Incendios

El estado del motor después del desmontaje no mostraba que existieran evidencias de que se hubiera producido fuego.

En ningún momento se produjo la presencia de llamas fuera de la turbina izquierda.

1.11. Aspectos de supervivencia

Al declarar la aeronave emergencia, los Servicios de Extinción de Incendios (SEI) fueron alertados. Tres vehículos salieron de la base para cubrir dicha emergencia. Los vehículos se situaron en la intersección de las salidas A-2, C-2 y C-4 con A-1, C-1 y C-3 respectivamente, según se muestra en la figura.

Cuando la aeronave sobrepasó la posición que ocupaba uno de los vehículos (A2) éste entró en pista y la siguió. Desde el vehículo observaron que había fuego en el interior de la turbina izquierda, dado que presentaba un color rojo intenso, mientras que la derecha se veía oscura. El personal del SEI informó a ATC de lo que había notado en la turbina izquierda.

En el instante que la aeronave paró en la calle de rodaje C-4 los servicios de emergencia aplicaron los agentes extintores en la turbina.

La aeronave contactó con ATC para informar que la pista estaba libre cuando paró en la calle de rodaje C-4. Inmediatamente fue informada de que tenía fuego en la turbina izquierda y la tripulación, acto seguido, ordenó la evacuación, advirtiendo que no se utilizaran las salidas traseras.

Para la evacuación se procedió a abrir en operación de emergencia las puertas 1L, 1R, las cuatro ventanas sobre los planos y la puerta del cono de cola. Aunque el cono de cola se eyectó, la rampa no se desplegó.

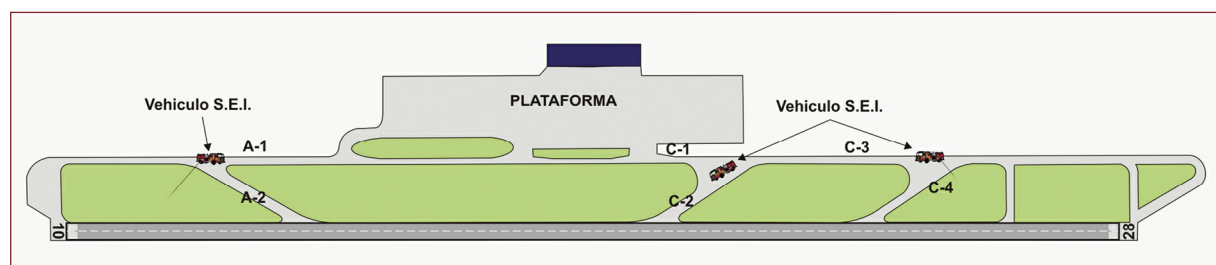


Figura 7. Posición de los vehículos del Servicio de Extinción de Incendios

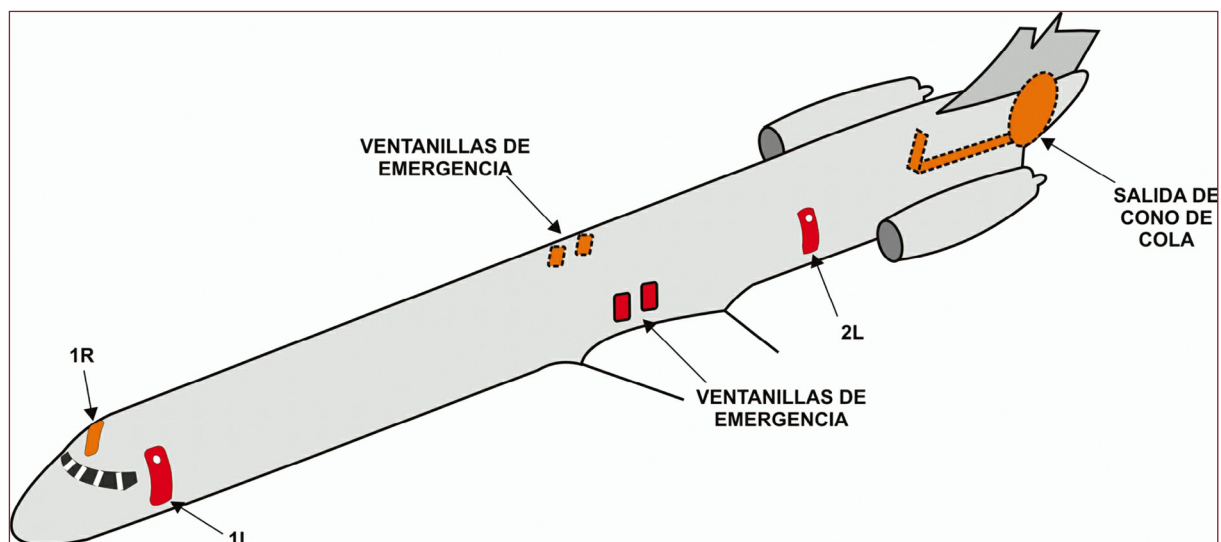


Figura 8. Salidas de emergencia del MD-83

Antes de iniciar la evacuación el copiloto salió de la aeronave para colaborar y agilizar en la evacuación de acuerdo con las obligaciones que se recogen en el Manual de Operaciones de la compañía.

La evacuación se realizó de forma rápida y principalmente por las puertas 1L y 1R dado que el pasaje no quiso saltar desde las ventanillas sobre las alas de la aeronave. No se utilizó ni la salida 2L ni la salida del cono de cola.

Después de asegurar que el pasaje había salido la tripulación de cabina recogió parte del equipo de supervivencia y abandonó la aeronave.

En la evacuación sufrieron heridas leves 19 personas y 1 bombero que fueron atendidos posteriormente en las instalaciones del aeropuerto. Las lesiones fueron del tipo de quemaduras por fricción, contusiones, erosiones, crisis nerviosas y una herida incisa.

Una vez fuera de la aeronave, la tripulación de cabina intentó agrupar a los pasajeros y cuando llegaron las jardineras les indicaron que subieran para ser trasladados a la terminal del aeropuerto. Dos de los pasajeros fueron trasladados en ambulancia a las instalaciones del aeropuerto.

1.12. Ensayos e investigación

1.12.1. Informe de desmontaje del motor

El motor izquierdo S/N 728179 se bajó del avión después del incidente y se envió a taller donde se desmontó y se inspeccionó completamente.

El informe del desmontaje describe los daños pormenorizadamente. De los datos de ese informe se ha resumido, en los párrafos siguientes, el estado en el que quedó después del fallo en vuelo.

Antes del desmontaje del motor se comprobó que no se produjo incendio en la parte exterior del motor y que no hubo fugas de combustible ni de aceite. Los sistemas de detección de fuego asociados al motor funcionaban correctamente. El LPC giraba pero el HPC estaba agarrotado.

Zona de turbinas y escape

Todos los álabes de la etapa 1.^a, turbina de alta (HPT), y de las etapas 2 y 3, turbina de baja (LPT), ardieron uniformemente. Todas las raíces de los álabes estaban alojadas en sus posiciones de los discos y sólo algunas puntas de los álabes de la cuarta turbina se encontraron entre los restos del motor. Las caras delanteras mostraban partículas de metal pulverizado, pero no había signos de desgaste en las puntas.

No se produjeron impactos ni roces excesivos de las piezas rotantes, indicando que no hubo desequilibrios importantes en la turbina durante la secuencia del fallo, por lo que se estima que las puntas de álabes de 4.^a etapa se desprendieron con velocidad de rotación baja de la turbina.

Las carcasas de la turbina de baja (LPT) y de la turbina de alta (HPT) no presentaban deformaciones ni marcas de impactos en el exterior; sus superficies interiores estaban cubiertas de metal fundido o semifundido.

Las carcasas de la tobera de escape estaban visualmente intactas y no se produjo paso de gas del flujo primario al conducto de fan aunque se observaron carenados de aluminio deformados y parcialmente fundidos por el calor.

Zona de cámaras de combustión

Las tuberías de combustible a los inyectores de combustible estaban intactas. Se encontró metal fundido en las cámaras de combustión, característico de los fallos en el flujo de aire en la zona del compresor.

Zona de compresor de alta (HPC), etapas de compresor 7 a 13

En el compresor de alta (HPC), las etapas de la 9 a la 13, se observó que todos los álabes de los rotores presentaban roturas, estaban doblados, o se habían soltado de su alojamiento aunque muchas de sus raíces permanecían en su lugar.

Los álabes de los estatores de las etapas 9 a la 13 estaban golpeados pero prácticamente todos permanecieron en su posición.

En el desmontaje se observaron daños de poca importancia en la etapa 7 del compresor.

De la etapa 8.^a del estator se desprendieron seis álabes adyacentes. Todos los restantes álabes de la etapa 8.^a del estator estaban dañados especialmente en sus bordes de salida.



Figura 9. Rotura del álabes por fatiga

Los dos primeros álabes desprendidos de la etapa 8.^a del estator, dejaron un tacón en su unión con la carcasa. El tipo de rotura respondía a un conocido modo de fallo que se había producido anteriormente: se trata de un fallo de fatiga de alto número de ciclos en el que una grieta se inicia en el borde de salida, en la soldadura dura⁴ (braze) que une el álabes de estator con la carcasa exterior y se propaga hacia el borde de ataque dejando un tacón de unos 5 mm en el borde de ataque.

Los otros cuatro álabes de estator desprendidos mostraban evidencias de haber sido arrancados por impactos.

Se encontró otro álabes de la etapa 8.^a del estator con una grieta incipiente que arrancaba del borde de salida en la soldadura dura a la envuelta exterior.

El rotor de la etapa 8.^a presentaba roces de todos sus álabes en el borde de salida.

Los sellos mostraron evidencias de roce asimétrico por falta de equilibrado al igual que el roce entre el cubo del disco 8 y el eje de LPT.

El exterior de la carcasa del rotor de la etapa 8.^a del compresor estaba golpeada y abollada hacia el exterior.

Zona de compresor de baja (LPC), fan y etapas de compresor 1 a 6

No se detectó evidencia alguna de FOD («Foreign object damage»), es decir, objetos extraños al motor que hubieran podido penetrar por la tobera de entrada de aire. Se observaron algunos daños menores en puntas de álabes de fan y en borde de ataque

⁴ «Soldadura dura» (Braze o brazing en inglés) es, en metalurgia, la unión entre dos piezas metálicas por medio de un metal fundido, (de material distinto al de las piezas que se van a unir), de alta dureza y elevado punto de fusión.



Figura 10. Estator de la etapa 8 del HPC

de otros álabes típicas de fenómenos de «stall».

Conclusión del informe sobre el desmontaje

A la vista de los daños se estima que el fallo del motor se produjo por la rotura a fatiga, simultánea o casi simultánea, de dos álabes del estator de la etapa 8.^a. A consecuencia de ello se rompieron otros 4 álabes de la etapa 8.^a del estator del HPC. Seguidamente se produjeron los demás daños aguas abajo en las

etapas 9.^a a 13.^a. El fallo general del compresor propició un sobrecalentamiento de los gases que derritieron los álabes de la turbina.

En base al estado del motor, se estima que se produjo un autoapagado del motor, antes de la actuación del piloto, causado por un corte del flujo de combustible como consecuencia de la caída de N2 por debajo de la velocidad mínima para que funcione la bomba de combustible. Por tanto, hubo probablemente una emisión de humo y de restos incandescentes más que un fuego activo en el aterrizaje. El fallo fue contenido (sólo hubo emisión de restos a través del escape) y no hubo fuego en el motor.

Los sistemas de detección de fuego instalados en el motor funcionaban correctamente.

1.12.2. Informe sobre la inspección de la rampa del cono de cola

Se realizó una inspección en la rampa del cono de cola sin encontrar ningún defecto en la misma. La conclusión fue que una mala instalación hizo que no se desplegara.

Ante esta posibilidad la compañía tomó la iniciativa de inspeccionar las rampas del cono de cola de los aviones de la flota MD80 sin que se encontrara ninguna anomalía.

1.13. Información adicional

1.13.1. Información sobre incidentes anteriores de fallo de motor y actuaciones de Pratt & Whitney

El fabricante, Pratt & Whitney, publicó en enero 2004 el documento «JT8D-200 All Operator Wire: JT8D/72-36/CTS:WRM:04-01-19-1», en el que informó de dos incidentes

de estas características que había sufrido un mismo operador. 3 días más tarde se publicó una nueva versión del documento titulado «JT8D-200 All Operator Wire: JT8D/72-36/CTS:CRC:04-22-1». En este último documento se recogía que el riesgo de un doble fallo de motor era remoto y que por lo tanto no se necesitaban acciones correctivas.

Después de haberse desmontado en taller el motor del incidente anterior, en mayo del mismo año, P & W publicó una actualización del documento, (JT8D-200 All Operator Wire:JT8D/72-36/CTS:CRC:04-05-28-1), en el que se explicaba el mecanismo de fallo por grietas que se incuban en el borde de salida de los álabes de estator, en la soldadura dura (braze), cerca de la envuelta exterior. Se reconoce que en la experiencia de los operadores a nivel mundial se habían registrado 36 casos de desprendimientos de estos tipos de álabes del estator de la etapa 8.^a desde 1990, 14 de ellos originando parada de motor en vuelo. En ninguno de los casos se produjo incendio y los daños fueron contenidos por las carcasas del motor.

Se informaba de que con un tipo alternativo de soldadura autógena⁵ a zuncho o reforzada («strap weld»), que es el actual estándar de fabricación, no se habían recibido informes de roturas, demostrándose su mejor comportamiento frente a la fatiga.

Por otro lado se consideraba que el mecanismo de rotura podía estar afectado por el tipo de operación del operador, informando que la soldadura dura de los álabes podía ser adecuada para la mayoría de los operadores y que cumplía los estándares de seguridad de operación, e insistía en que el riesgo de doble fallo de motores en vuelo era muy remoto.

En un documento diferente (Special Instruction No. 1F-04 Boroscope procedure for 8th stage stator vanes, Feb/2004), se proveían procedimientos para la inspección preventiva de los motores en ala, si bien no requería en general ni recomendaba que se efectuase esa inspección.

Posteriormente, el 6 de mayo de 2005 se emitió un Boletín de Servicio (SBJT8D 6472 Engine-stator assembly, 8th stage compressor- conversión from a braze-repaired to a strap-welded configuration) en el que se daban instrucciones para el cambio de configuración de los estatores de 8.^a etapa reparados por soldadura dura (braze) a estatores de alabes soldados por soldadura autógena reforzada (strap weld). La necesidad y conveniencia de su cumplimentación se dejaba al criterio del operador según su experiencia.

⁵ «Soldadura autogena» (weld en inglés) es en metalurgia la unión por calor de dos piezas de material similar, que se funden en la zona de unión, sin necesidad de material de aporte o con material de aporte similar al de las piezas a unir.

1.13.2. *Actuaciones de la compañía con objeto subsanar las deficiencias detectadas en el procedimiento de fallo de motor en vuelo*

Durante la investigación se observó que el procedimiento de fallo de motor en vuelo de la compañía resultaba ambiguo e inducía a la tripulación a llegar a conclusiones que no eran las correctas cuando había que definir si el motor estaba dañado, para apagarlo, o si el motor no estaba dañado, para rearrancarlo en vuelo.

De este hecho se informó a la compañía que realizó las siguientes actuaciones:

1. Se analizó la lista de fallo de motor por el comité de procedimientos de la compañía y se consultó con el fabricante y con otro operador sobre la idoneidad del mismo. Finalmente se decidió no modificar el procedimiento.
2. Se incluyó en el programa de instrucción del primer semestre de 2007 varios fallos de motor en el simulador y se hizo especial hincapié en explicar y clarificar el procedimiento de fallo de motor.
3. Se incluyó en el boletín número 13 de la flota MD de la compañía, publicado el 10 de abril de 2007, una explicación del procedimiento de fallo de motor donde se clarificaba el significado de la frase «any other indication of severe damage» según se indica a continuación:

ENGINE FAILURE

Esta check list considera dos opciones:

discreción del PIC se puede intentar ponerlo en marcha.

La primera: ***N1 or N2 or OIL PRESS indicate zero or any other indication of severe damage.***

Además de no girar el N1, o el N2, o no haber presión de aceite "other indication of severe damage" se refiere a que el motor haya producido fuertes vibraciones durante el fallo, o ruido que nos puede ser comunicado por los TCP's, o el EGT se haya pasado de sus límites con caída de potencia (porque si el EGT se dispara sin caída de potencia leer el EGT INOPERATIVE OR READ HIGH).

En todos estos casos hay daños severos y el motor se tiene que terminar de parar tan pronto sea posible leyendo ENGINE SHUTDOWN. ***No intentar poner en marcha.***

La otra opción es: ***N1, N2 and OIL PRESS indicate a rotating and undamaged engine*** (se considera presión aceptable, por encima de 5 psi).

Si no hemos observado vibraciones ni explosiones durante la parada y el EGT es normal, consideramos que no hay daños severos y a

Figura 11. Explicación procedimiento de fallo de motor

1.13.3. *Política de la compañía relativa a situaciones de emergencia*

Según información facilitada por personal de la compañía cuando se produce una emergencia en vuelo se realiza una distribución de tareas de modo que un miembro de la tripulación de vuelo se encarga de mantener el control sobre la aeronave y de las comunicaciones mientras que el otro gestiona la emergencia.

2. ANÁLISIS

2.1. Fallo del motor

Como se puso de manifiesto en el desmontaje del motor izquierdo, el fallo inicial o primario fue la rotura a fatiga por alto número de ciclos de dos álabes de estator de la 8.^a etapa. El motor había acumulado 10.642 h de vuelo y 7675 ciclos desde nuevo y solo 1.673 h de vuelo y 895 ciclos desde la última inspección en taller de esos álabes del estator.

En los momentos previos al fallo del motor izquierdo, de acuerdo con las grabaciones del FDR, los parámetros eran normales comparados con los del motor derecho y muy por debajo de los valores limitativos de EGT y revoluciones N1 y N2. Del tiempo permitido de potencia de despegue, 5 minutos, solo había transcurrido 3 desde el inicio de la carrera de despegue.

La ausencia de daños de impacto en etapas anteriores del compresor permite desestimar la ingestión de objetos extraños por el motor, y el buen estado de los sistemas de aceite y combustible permiten excluir otro origen del fallo.

Los álabes desprendidos ocasionaron la rotura de otros cuatro álabes del mismo conjunto de la etapa 8.^a del estator y algunos daños ligeros en la etapa 7.^a anterior. Aguas abajo se produjeron los daños en cascada por impacto de los elementos desprendidos de las siguientes etapas de compresor, incrementados por el desequilibrio de los conjuntos giratorios. Dicho desequilibrio se produjo como consecuencia del fallo del estator del compresor de la etapa 8.^a y no a la inversa.

El fallo generalizado del HPC impedía que el motor admitiera el aire que entraba por la tobera de entrada produciendo un «stall» de compresor y el descenso de las revoluciones.

En la zona de combustión y de turbinas, la menor cantidad de aire provocó la inmediata subida de la relación combustible/aire y el consiguiente incremento de la temperatura a causa del cual ardieron los álabes de turbina mientras se frenaba la rotación del motor.

Como la bomba principal de combustible está arrastrada a través de la caja principal de accesorios por el HPT/HPC, al caer las N2 se perdió presión de combustible. Esta pérdida de presión de combustible habría cortado el suministro de combustible de FCU (unidad de control de combustible, «fuel control unit») y de la válvula divisora de flujo (P& D valve, pressure and drain valve) de tal manera que el motor se apagó por si mismo (flame out) interrumpiéndose el flujo de combustible a la cámara de combustión, el cual podría haber alimentado un fuego interno del motor. Así pues, el incendio de motor

observado por el Servicio de Extinción de Incendios pudo ser, más bien, emisión de humos y proyecciones de metal fundido por la tobera de escape.

El fallo estuvo completamente contenido por las carcasas del motor y todas las proyecciones y restos desprendidos del interior del motor salieron por la tobera de escape.

El sistema de detección de fuego del motor no activó la alarma de fuego, precisamente por no incendiarse y no adquirir las rampas de detección una temperatura suficientemente elevada para su disparo.

Posteriormente, en mayo de 2005, Pratt & Whitney emitió un Boletín de Servicio (SBJT8D 6472 Engine-stator assembly, 8th stage compressor- conversión from a braze-repaired to a strap-welded configuration) basándose, tanto en el incidente objeto de este informe, como en anteriores ocurridos. La aplicación de dicho boletín se dejaba a discreción de cada operador. Pratt & Whitney informó que además de que no se hubiera producido fuego en el motor en ninguno de los sucesos descritos, los criterios para establecer la clasificación de un Boletín de Servicio (nivel de obligatoriedad de su cumplimiento) se basan en un número de factores entre los que se encuentran consideraciones para la seguridad de vuelo.

2.2. Fallo de despliegue de la rampa de evacuación inflable en la salida posterior

Según la inspección realizada un mal montaje del dispositivo que despliega la rampa de la salida del cono de cola fue lo que originó que no se desplegara. Afortunadamente en esta ocasión y debido al tipo de avería sospechada, fuego en el motor izquierdo, se indicó expresamente que no se utilizara la parte posterior en la evacuación, sin embargo se eyectó el cono de cola.

En caso de que hubiera sido necesario realizar la evacuación por la parte posterior podrían haberse precipitado desde la puerta del cono de cola los primeros pasajeros al ser empujados por los siguientes, lo que habría provocado que las lesiones hubieran sido mucho más graves de lo que realmente fueron.

Dadas las graves consecuencias que podría haber tenido el mal funcionamiento de la rampa del cono de cola, las actuaciones que llevó a cabo la compañía, revisando el resto de la flota para comprobar la correcta instalación y montaje fueron, desde el punto de vista de la seguridad, adecuadas.

En cualquier caso, no se considera adecuada la eyección del cono de cola cuando se había advertido por parte de la tripulación de vuelo que no se utilizaran las salidas posteriores.

2.3. Gestión de la emergencia en la aeronave

El copiloto se encargaba de las comunicaciones, de combatir la emergencia y de realizar las listas de chequeo mientras que el comandante se encargaba del control de la aeronave. Esta distribución de tareas no se corresponde con la política de la compañía en caso de emergencia.

El fallo de motor se produjo a 5.400 ft de altitud. Desde ese instante hasta que aterrizaron el copiloto realizó las listas normales de «Descenso», «Aproximación», «Antes de aterrizaje» e inició la lista de emergencia de «Fallo de motor en vuelo» en varias ocasiones, sin lograr completarla, además de mantener las comunicaciones con ATC.

El comandante de la aeronave identificó que el motor izquierdo había fallado a las 10:41:44 e inmediatamente decidieron volver a Alicante.

Desde que informaron de la emergencia a control de aproximación hasta que pasaron a estar bajo control de la Torre de Alicante a las 10:47:15, control de aproximación se puso en contacto con la aeronave en cinco ocasiones.

En cada una de las comunicaciones el copiloto tuvo que interrumpir alguna lista de chequeo (descenso, aproximación o fallo de motor) para atenderlas.

El comandante le dijo al copiloto que iban a parar el motor a las 10:44:28 dado que él estaba convencido de que el motor estaba dañado, pero el copiloto no le entendió correctamente hasta las 10:47:51 y cada vez que iniciaba la lista de fallo de motor en vuelo era con intención de reanunciarlo. En todas las ocasiones en las que hablaban sobre si el motor estaba dañado o no eran interrumpidos por una comunicación con ATC lo que no les permitía aclarar este punto.

Lo que indujo al copiloto a actuar de este modo fue que se basaba en el procedimiento de fallo de motor en vuelo y observando los parámetros que se indican en el mismo (N1, N2 y Oil Pressure) llegaba a la conclusión de que el motor no estaba dañado.

Tras la insistencia del comandante de que el motor que había fallado estaba dañado iniciaron la lista de fallo de motor con objeto de apagarlo, pero la tuvieron que abandonar para centrarse en el aterrizaje dado que el aviso de Landing Gear se activó.

Este tipo de motor corta el flujo de combustible cuando la presión de combustible (determinada por N2) baja de un mínimo y eso evitó que se siguiera admitiendo combustible en la cámara de combustión lo que podría haber alimentado un fuego en el interior del motor con las consecuencias que este hecho podría haber tenido en vuelo. La actuación más certera de la tripulación debería haber sido apagar inmediatamente el motor una vez que tuvieron el convencimiento de que estaba dañado.

El hecho de que el copiloto se encargara de las comunicaciones y del procedimiento de fallo de motor junto con las interrupciones que se produjeron con las comunicaciones y la falta de claridad del propio procedimiento propició que no se actuara con más efectividad. Por lo tanto una distribución de tareas de acuerdo con la política de la compañía y un procedimiento de fallo de motor mejor definido habrían facilitado la ejecución completa del procedimiento de fallo de motor.

Hay que señalar que la falta de conocimiento por parte del personal de ATC de las labores que tiene que desarrollar la tripulación durante una emergencia provoca que con la intención de colaborar lo máximo posible se produzca el efecto contrario e interrumpen a la tripulación de vuelo en esas labores.

2.4. Procedimiento de fallo de motor

En el procedimiento de fallo de motor es necesario determinar si el motor está dañado o no lo está para completar la ejecución del mismo.

En este procedimiento se consideran N1, N2 y presión de aceite como parámetros a evaluar objetivamente por la tripulación de vuelo para valorar si el motor está dañado o no.

Además en el procedimiento se dice «any other indication of severe damage». Esta última frase es ambigua y no le da al piloto la posibilidad de hacer una valoración rápida observando un parámetro concreto del motor y haciendo que fije su atención exclusivamente en N1, N2 y la presión de aceite.

En el texto actual no se considera explícitamente otro parámetro del motor como la EGT fuera de márgenes (cosa que sí ocurrió en el incidente), la cantidad de aceite, etc, para determinar si el motor tiene un daño severo.

Como en este incidente N1, N2 y la presión de aceite no indicaban cero, la conclusión a la que llegaba el copiloto era que el motor no estaba dañado.

Por su parte el comandante tenía el convencimiento de que el motor sí estaba dañado e insistió para que no se produjera el re arranque del motor.

En cualquier caso, no se completó el procedimiento fundamentalmente porque no fue sencillo definir si el motor estaba dañado o no. De hecho con la información que disponía la tripulación se habría podido concluir, siguiendo el procedimiento, que el motor no estaba dañado.

Esta falta de definición dio lugar a que la tripulación no apagara el motor dejando la palanca en la posición de IDLE.

El operador por su parte, cuando se le informó de esta deficiencia en el procedimiento realizó diversas acciones como hacer una evaluación del procedimiento, incluir en el programa de instrucción del primer semestre de 2007 varios fallos de motor y por último incluir una explicación del procedimiento de fallo de motor en el boletín número 13 de la flota MD.

Tras la evaluación del procedimiento se decidió no modificarlo y aunque el resto de medidas que llevó a cabo la compañía son adecuadas, no resultan suficientes para garantizar que una confusión como la que se produjo en el incidente vuelva a suceder, por lo que es aconsejable redefinir cuando un motor está «damaged» o «undamaged» del procedimiento de fallo de motor.

2.5. Actuación de los equipos de Extinción de Incendios y evacuación

Cuando la aeronave notificó que volvía al campo y declaró emergencia, ATC notificó a los Servicios de Extinción de Incendio el suceso. Rápidamente tres vehículos se situaron a lo largo de la pista para poder actuar con la mayor celeridad posible.

En el momento que la aeronave aterrizó acudieron a extinguir lo que en principio parecía fuego en la turbina izquierda. Posteriormente, cuando se realizó el desmontaje del motor se comprobó que tal fuego no se había producido, pero en cualquier caso ante la sospecha de un posible fuego la actuación fue correcta.

Del mismo modo, informando a ATC y ATC informando a la tripulación rápidamente, y ésta a su vez ordenando la evacuación actuaron satisfactoriamente ante una emergencia como podría haber sido el haber tenido fuego en la turbina izquierda.

Por otro lado la evacuación se realizó rápidamente y los servicios sanitarios del aeropuerto acudieron con celeridad a la aeronave. También, el traslado a los pasajeros a la terminal del aeropuerto se realizó en un breve periodo de tiempo.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La tripulación contaba con licencias de vuelo en vigor.
- Se habían realizado las inspecciones de mantenimiento reglamentarias.
- El motor que falló se operaba dentro de sus limitaciones de EPR, EGT y rpm (N1 y N2).
- El fallo sobrevino repentinamente a los tres minutos de haber seleccionado potencia de despegue de ambos motores.
- No mediaron causas ajenas como la ingestión de objetos extraños (FOD).
- El fallo inicial se localizó en el estator de la 8.^a etapa del compresor de alta presión. (HPC).
- La tripulación decidió volver al campo en cuanto se produjo la emergencia.
- El reparto de funciones no se correspondió con el que establece la compañía en situaciones de emergencia
- El comandante posiblemente consideró que el motor estaba «damaged» y solicitó al copiloto que lo parase.
- El copiloto, al seguir el procedimiento de fallo de motor, llegaba a la conclusión de que el motor estaba «undamaged» e insistía en rearrancarlo.
- No se activó el aviso de fuego en el motor durante el vuelo.
- No se completó el procedimiento de emergencia de fallo de motor en vuelo.
- El aterrizaje y el rodaje se realizó sin apagar el motor izquierdo y con la palanca «FUEL» en la posición IDLE.
- ATC informó que existía fuego en el motor izquierdo, de acuerdo con lo que equipo de extinción de incendios había comunicado.
- La tripulación ordenó la evacuación de la aeronave
- Se accionó la rampa del cono de cola.
- La rampa del cono de cola no se extendió al abrir la puerta en emergencia.
- Después del desmontaje del motor no había indicios de que se hubiera producido fuego en el motor.

3.2. Causas

Se estima que el incidente se produjo por la rotura a fatiga, simultánea o casi simultánea, de dos álabes de estator de la etapa 8.^a; a consecuencia de ello se produjeron sucesivamente los demás daños aguas abajo y el fallo general del motor.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Del análisis del procedimiento de fallo de motor en vuelo y de la experiencia que se produjo en este incidente se observaron deficiencias en la definición de dicho procedimiento. La ambigüedad de alguno de los pasos a seguir se estima que ralentiza y confunde a la tripulación de vuelo a la hora de hacer valoraciones y tomar decisiones. Por lo tanto se hace la siguiente recomendación:

REC 09/08. Se recomienda a Spanair que realice una revisión del procedimiento de fallo de motor en vuelo de forma que permita a la tripulación determinar si el motor está dañado o no mediante una evaluación rápida basada en parámetros objetivos.

Otro de los aspectos a considerar es que durante la emergencia la distribución de tareas no se realizó de acuerdo con la política de la compañía, siendo esta circunstancia la que propició que el copiloto tuviera una carga de trabajo excesiva, lo que posiblemente contribuyó a que no se completara el procedimiento de emergencia de fallo de motor. Este aspecto tendría que reforzarse en los cursos de CRM y de refresco (simuladores) que realiza la compañía. Por consiguiente se emite la siguiente recomendación:

REC 10/08. Se recomienda a Spanair que durante los cursos de calificación de tipo, de refresco y de CRM refuerce el entrenamiento de aspectos que incidan en la distribución de tareas en cabina de vuelo en situaciones de emergencia.

El operador ha manifestado su intención de emprender acciones encaminadas a divulgar y acentuar el concepto de situación de emergencia a través del departamento responsable de la formación en gestión de recursos en cabina (CRM).

