

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

INFORME TÉCNICO

A-048/2001

Accidente ocurrido el día 29 de agosto de 2001 a la aeronave CASA CN-235 matrícula EC-FBC, en las proximidades del Aeropuerto de Málaga (Málaga)



MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-048/2001

**Accidente ocurrido el día 29 de agosto de 2001
a la aeronave CASA CN-235 matrícula EC-FBC, en las
proximidades del Aeropuerto de Málaga (Málaga)**



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

NIPO: 161-03-011-0
Depósito legal: M. 23.129-2003
Imprime: Centro de Publicaciones

Diseño cubierta: Carmen G. Ayala

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 60
Fax: +34 91 463 55 35

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

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	vii
1. Información sobre los hechos	1
1.1. Reseña del vuelo	1
1.2. Lesiones a personas	3
1.3. Daños sufridos por la aeronave	3
1.4. Otros daños	4
1.5. Información sobre la tripulación	4
1.5.1. Comandante	4
1.5.2. Copiloto	6
1.5.3. Tripulante de Cabina de Pasajeros	9
1.5.4. Gradiente de cabina	9
1.6. Información sobre la aeronave	10
1.6.1. Célula	10
1.6.2. Motor izquierdo	13
1.6.3. Motor derecho	14
1.6.4. Hélice izquierda	15
1.6.5. Hélice derecha	16
1.6.6. Descripción del sistema de detección de fuego en góndolas de motores	16
1.6.7. Descripción del sistema de aviso de fuego en motores	18
1.6.8. Descripción del sistema extintor de fuego en motores	20
1.6.9. Tareas de mantenimiento de los sistemas de detección y extinción de fuego en los motores	24
1.6.10. Descripción de los medios de evacuación de emergencia del avión	28
1.7. Información meteorológica	29
1.8. Ayudas a la navegación	29
1.9. Comunicaciones	30
1.10. Información sobre el aeródromo	32
1.11. Registradores de vuelo	32
1.11.1. Registrador de Voces en Cabina (CVR)	33
1.11.2. Registrador de Datos de Vuelo (DFDR)	36
1.11.3. Datos del vuelo de prueba extraídos del DFDR	39
1.12. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	41
1.12.1. Datos de instrumentos y posición de mandos en cabina	44
1.13. Información médica y patológica	46
1.13.1. Tripulación de cabina de vuelo	46
1.13.2. TCP y pasajeros	46
1.14. Incendio	47
1.15. Supervivencia	47
1.16. Ensayos e investigaciones	49
1.16.1. Desmontaje e inspección de hélices	49
1.16.2. Desmontaje e inspección de motores	54
1.16.3. Examen del sistema de combustible y alimentación de motores	63
1.16.4. Examen y pruebas del sistema de detección y extinción de fuego en motores ..	64
1.16.5. Análisis de muestras tomadas de la aeronave y motores	69
1.16.6. Examen de los daños estructurales de la aeronave y evaluación de aceleraciones.	72

1.16.7. Examen de las Unidades de Control de Combustible (HMU)	77
1.16.8. Extracción de datos de los DECU de los motores	78
1.17. Información orgánica y de dirección	80
1.17.1. Información orgánica y de dirección del Operador	80
1.17.2. Información orgánica y de dirección de la Autoridad Aeronáutica	85
1.18. Información adicional	88
1.18.1. Antecedentes de avisos de fuego en motores	88
1.18.2. Procedimiento de emergencia para fuego en motor o daño severo en vuelo ...	90
1.18.3. Posición de mandos y avisos en la cabina del CASA CN-235-200	92
1.18.4. Pruebas en Simulador	93
1.18.5. Gestión de Recursos de Tripulación	95
1.18.6. Modelo de Gestión de amenazas y errores	95
2. Análisis	99
2.1. Desarrollo del vuelo	99
2.1.1. Secuencia de avisos y acontecimientos en cabina	99
2.2. Rescate y Salvamento	106
2.3. Origen del aviso de fuego en un motor	107
2.4. Análisis de la operación y factores humanos	110
2.4.1. Instrucción de cambio de puesto de pilotaje	110
2.4.2. Gradiente en cabina	111
2.4.3. Toma de decisión tras el aviso de fuego	112
2.4.4. Aplicación del procedimiento de emergencia	114
2.4.5. Descripción del sistema de extinción de fuego en motores	118
2.4.6. Ergonomía de los avisos en cabina	119
2.4.7. Aplicación del modelo de gestión de amenazas y errores	120
3. Conclusiones	123
3.1. Compendio	123
3.2. Causas	125
4. Recomendaciones de seguridad	127
Anexos	131
Anexo A. Gráficos comparativos de actuación de motor en el vuelo del accidente y en el vuelo de prueba	133
Anexo B. Croquis del impacto y huellas	137
Anexo C. Procedimientos de emergencia para fuego o fuerte daño de motor en vuelo, del Manual de Vuelo y del Manual de Operaciones en Vuelo	141
Anexo D. Texto de las recomendaciones de mantenimiento del fabricante del sistema detector de fuego (incluido en la «Maintenance Leaflet» ML 010 de Gravinier, revisada octubre 1990)	147
Anexo E. Descripción del sistema de protección contra incendios de motor del CASA CN-235-200, incluida en el Manual de Operaciones de CASA, revisado a 16-9-1996. Esquema funcional de dicho sistema incluido en el Manual de Operaciones de CASA del CN-235, revisado a 31-3-1990. Esquema funcional de dicho sistema incluido en el Manual de Operaciones del CASA CN-235M	153
Anexo F. Gráficas del vuelo basadas en los parámetros del DFDR Trayectoria vertical del avión durante la aproximación final	163

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
00° 00' 00"	Grados, minutos y segundos
ACC	Centro de Control de Área
AGB	Caja de engranajes para accesorios de motor («Auxiliary Gear Box»)
AIP	Publicación de Información Aeronáutica
amp	Amperio
AOC	Certificado de Operador Aéreo
APP	Oficina de Control de Aproximación
ATA XX	Codificación de sistemas y subsistemas de aeronaves de «Air Transport Association of America»
ATC	Control de Tránsito Aéreo
ATM	Gestión de Tránsito Aéreo
CASA	Construcciones Aeronáuticas, S. A., diseñador y fabricante de la aeronave, hoy EADS-CASA
CAT I	Categoría I OACI
CAVOK	Visibilidad superior a 10 km y sin nubes por debajo de 1.500 m («Ceiling and visibility OK»)
c.c.	Centímetro cúbico
CL	Palanca de control de la hélice («Condition Lever»)
CM1	Piloto sentado en el puesto de la izquierda
CM2	Piloto sentado en el puesto de la derecha
CRM	Gestión de Recursos de Tripulación («Crew Resource Management»)
CTHS	Sistema de control de «torque» constante
CVR	Registrador de Voces en Cabina
DC	Corriente continua
DECU	Unidad de control electrónico digital del motor
DFDR	Registrador Digital de Datos de Vuelo
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
DISCH	Descarga («Discharge»)
DME	Equipo medidor de distancias
EADS-CASA	Nombre actual de la empresa diseñadora y fabricante de la aeronave
EDE	Ensayo por dispersión de electrones
ETS	Sistema electrónico de test
FAA	«Federal Aviation Administration» (EE.UU.)
FDAU	Unidad de adquisición de datos de vuelo para el DFDR
FH	Palanca cortafuegos del motor («Fire handle»)
FOD	Daños por ingestión de objetos externos
ft	Pies
g	Aceleración de la gravedad (9,81 m/s ²)
G.E.	«General Electric» (Fabricante del motor)
GGT	Turbina del generador de gas
GPWS	Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno
h/hr.	Horas
h: min: seg	Horas, minutos y segundos
HMU	Unidad de control de combustible del motor («Hydro Mechanical Unit»)
hPa	Hectopascal
HS	«Hamilton Standard»
IAS	Velocidad indicada
IFR	Reglas de Vuelo Instrumental
IGV	Álabes guía del compresor de motor
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IMC	Condiciones meteorológicas instrumentales
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
IPC	Catálogo Ilustrado de Piezas
IPS	Separador de partículas de la entrada de aire al motor
ITT	Temperatura de gases entre turbinas («Inter Turbine Temperature»)
JAR-FCL	Requisitos conjuntos de aviación para la emisión de Licencias al personal de vuelo
JAR-OPS	Requisitos conjuntos de aviación aplicables a la Operación
km	Kilómetros

kt	Nudos (NM/h)
L	Izquierdo («Left»)
lb	Libras
LH	Izquierdo, a la izquierda («left hand»)
m	Metros
MAC	Cuerda media aerodinámica de la aeronave
MBO	Manual Básico de Operaciones
METAR	Informe meteorológico ordinario
mg	miligramo
MHz	Megahercios
MM	Baliza intermedia del ILS
MOV	Manual de Operaciones en Vuelo
MRB	Junta de Revisión de Mantenimiento
MV	Manual de Vuelo de una aeronave, también «AFM» en inglés
Ng	Revoluciones de la turbina del generador de gas
NM	Milla náutica
Np/Nq	Revoluciones de la turbina de potencia
NVM	Memoria no volátil («Non Volatile Memory»)
Nw	Newton, unidad de fuerza
PAPI	Indicador visual de pendiente de aproximación
PCU	Unidad de control de hélice («Propeller Control Unit»)
PGB	Caja de engranajes reductora de hélice («Propeller Gear Box»)
PL	Palanca de potencia del motor («power lever»)
P/N	Número de la Parte («Part Number»)
PF	Piloto a los mandos
PNF	Piloto no a los mandos
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
R	Derecho («Right»)
RA	«Resolution Advisory», aviso del TCAS que indica al piloto la maniobra evasiva a realizar para evitar una colisión en vuelo con otros tráficos
RCA	Reglamento de la Circulación Aérea
RH	Derecho, a la derecha («right hand»)
RPM/rpm	Revoluciones por minuto
SCI/SEI	Servicio contra incendios, Servicio de extinción de incendios
S/D	Servo de demanda de velocidad del HMU
SEM	Microscopio electrónico de barrido
S/N	Número de serie
SV	Seguridad de Vuelo
TAF	Pronóstico meteorológico de Aeródromo
TCAS	«Traffic Collision Avoidance System», Sistema de aviso para evitar la colisión en vuelo con otros tráficos
TCP	Tripulante de cabina de pasajeros
TP	Turbina de Potencia
TSO	Tiempo de vuelo desde revisión general
TWR	Torre de Control
U/S	Fuera de servicio
U T C	Tiempo Universal Coordinado
V	Voltios
VG	Válvula piloto del HMU
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF
Xfer	Transvase

Sinopsis

Propietario y Operador:	Binter Mediterráneo
Aeronave:	CASA CN-235-200, matrícula EC-FBC
Fecha y hora del accidente:	29 de agosto de 2001 a las 10:16 h
Lugar del accidente:	Proximidades del Aeropuerto de Málaga
Personas a bordo:	3 tripulantes y 44 pasajeros
Tipo de vuelo:	Transporte interior regular de pasajeros

El accidente fue notificado a la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil por el Centro de Control de Tránsito Aéreo de Sevilla, Departamento de Seguridad ATM, a las 11:30 h del día 29 de Agosto de 2001.

El 29 de agosto de 2001, durante la aproximación a la pista 32 del Aeropuerto de Málaga de la aeronave CASA CN-235-200 EC-FBC, se produjo un aviso de fuego en el motor izquierdo. La tripulación inició el procedimiento de emergencia para fuego en un motor. Poco después comunicaron la emergencia en la frecuencia de la Torre de Málaga.

Al efectuar el procedimiento de emergencia, la aeronave quedó sin potencia en ambos motores y descendió sin llegar a alcanzar la pista 32 del aeropuerto. Impactó con los postes de balizas de iluminación de aproximación y con el suelo a unos 538 metros del umbral de pista, y después recorrió unos 220 m por el terreno rompiendo varias líneas de postes más hasta que finalmente chocó contra el terraplén sobre el que se asienta la autovía N-340 y quedó detenida con el morro apoyado sobre los carriles del sentido Málaga de dicha autovía.

Se produjeron grandes daños en la estructura de la aeronave, que quedó prácticamente destruida. Como consecuencia de los impactos resultaron muertos tres pasajeros y el comandante de la aeronave, mientras que los otros dos miembros de la tripulación y dieciséis pasajeros más resultaron heridos de gravedad. No hubo fuego ni antes ni después del impacto.

El aviso de fuego resultó ser falso.

La investigación ha revelado que la pérdida total de potencia se produjo por una actuación errónea de la tripulación al efectuar el procedimiento de emergencia para combatir el aviso de fuego.

Se ha identificado la presencia de varios factores contribuyentes que han dado lugar a 8 Recomendaciones de Seguridad, dirigidas a la autoridad aeronáutica, el fabricante y el operador.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

En la mañana del día 29 de agosto de 2001 la tripulación había iniciado su actividad de vuelo a las 07:00 h (Hora Local)¹ en el Aeropuerto de Málaga con la presentación en la oficina de Operaciones de la compañía para control de firmas. A continuación, y con retraso sobre el horario previsto, habían efectuado el vuelo BIM 8260 Málaga-Melilla, aterrizando sin novedad en Melilla tras un vuelo de unos 38 minutos de duración.

La tripulación de cabina de vuelo estaba formada por dos pilotos, ambos con Licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea y calificaciones de Comandante y Copiloto. La tripulación se completaba con una tripulante de cabina de pasajeros. El avión era un bimotor turbohélice de ala alta y capacidad máxima de 44 pasajeros, modelo CASA CN-235-200, matrícula EC-FBC.

A las 09:37 h, después de embarcar el pasaje y aún con retraso sobre el horario previsto de despegue a las 09.00 h, aunque habían logrado reducirlo agilizando la escala, despegaron para Málaga con el vuelo BIM-8261, en el que constituía el segundo salto del día. En este vuelo el comandante era el piloto a los mandos o que vuela el avión (PF) y estaba sentado a la izquierda en el puesto CM1, y el copiloto, que era el piloto que no volaba o no a los mandos (PNF), llevaba las comunicaciones entre otras tareas y estaba sentado a la derecha en el puesto CM2.

El despegue, ascenso y vuelo de crucero transcurrieron con normalidad. Entraron en contacto radio con Málaga Aproximación o APP a las 10:03 h. Tres minutos más tarde iniciaron el descenso, lo comunicaron a APP Málaga y fueron autorizados para una aproximación ILS directa a la pista 32 del Aeropuerto de Málaga.

A las 10:13:46 h informaron que se encontraban a 6 NM en final. Unos segundos más tarde a las 10:14:18 h hubo una última comunicación radio con Málaga APP para informar que estaban en corta final y a continuación fueron transferidos con Torre, en la frecuencia de 118.15 MHz.

A las 10:14:50 h establecieron la primera comunicación radio con Torre de Málaga, informando: «estamos en corta final, llevamos fuego en un motor, declaramos emergencia». El controlador de servicio autorizó el aterrizaje en la 32, dio la información del viento, de dirección 300° y 20 kt de intensidad, y preguntó si necesitaban apoyo en tierra, a lo que respondieron desde el avión: «pues vale, estén preparados por si acaso».

¹ Todas las horas del presente informe, salvo que expresamente se indique lo contrario, se dan en hora local. Para convertir a hora UTC hay que restar 2 horas.

Unos 30 segundos después de terminada la anterior comunicación, en la que habían informado de la emergencia, llamó el controlador para informar a la tripulación que los servicios de emergencia del aeropuerto estaban avisados, lo que colacionaron desde el avión.

A las 10:16:21 h la tripulación efectuó la última comunicación radio a la Torre de Málaga, de duración menor de 2 segundos, y que en una primera audición no fue identificada como proveniente de este vuelo, en la que el copiloto dijo: «Melilla, vamos sin motores».

A las 10:16:34 h comenzó a aparecer una señal en la frecuencia de emergencia 121,5 MHz, correspondiente al sonido de una baliza de emergencia saltada, que por relación evidente parecía corresponder a esta aeronave accidentada.

Las condiciones meteorológicas en el aeropuerto de Málaga entre las 10:15 y las 10:20 h, de acuerdo con los datos recopilados posteriormente, eran CAVOK y con un viento variable que oscilaba entre 9 y 24 kt de intensidad y entre 260° y 320° de dirección. En el METAR de las 10:30 h, el más próximo en el tiempo al momento del evento, el viento era de 280°, 15 kt, la visibilidad superior a 10 km, nubes escasas a 5.000 pies, QNH de 1.016 hPa, la temperatura del aire de 23 °C y el punto de rocío de 15 °C.

La aeronave colisionó con el poste de la primera luz de aproximación a 538 metros de distancia del umbral de la pista 32, en una trayectoria aparentemente alineada con el localizador, tendida y suave, similar a la de una toma de tierra. Recorrió 220 metros en el suelo, en los que impactó con cinco grupos de iluminación, en total 14 postes de luces, sobre un terreno duro y relativamente horizontal, y finalmente chocó con el terraplén sobre el que se asienta la autovía N-340 y que culmina con la plataforma de hormigón y asfalto de la propia autovía.

Las huellas dejadas por las ruedas del tren principal sobre el terreno mostraban indicios solamente de rodadura de estas ruedas, sin marcas de la acción de frenada. La aeronave quedó detenida con el morro sobre los carriles exteriores de la autovía, en el sentido de entrada a Málaga ciudad.

Se produjeron grandes daños estructurales en el fuselaje y en las cabinas de tripulación y pasajeros, principalmente por el impacto con la plataforma de hormigón de la parte superior del terraplén de entre 1,5 y 2,0 metros de altura de la autovía durante los últimos metros del recorrido de la aeronave por el suelo.

Los Servicios de Emergencia del aeropuerto fueron alertados por Torre (TWR) antes de las 10:15:18 h, justo después de la comunicación de la emergencia por la tripulación.

El Servicio Contra Incendios (SCI) había desplegado sus medios y tenía ya colocados 3 vehículos con su dotación en el margen izquierdo de la pista cuando la aeronave cayó al suelo. Desde su posición pudieron ver donde caía la aeronave y acudieron rápidamente a la cabecera de la pista 32. A los pocos segundos se unió un cuarto vehículo que se encontraba cubriendo otro servicio en el momento de activarse la alarma.

Por los datos recogidos en el aeropuerto, se estima que entre 2 y 3 minutos después del impacto llegaron a la valla perimetral del Aeropuerto los 4 vehículos del SCI, donde encontraron alguna dificultad para cruzar la autovía, ya que el tráfico en sentido de salida de Málaga seguía circulando. La ambulancia del Aeropuerto salió para el lugar del accidente 5 minutos después del impacto. Posteriormente acudieron dotaciones de Torremolinos y Málaga.

En la cabina de pasajeros no se recibió ningún aviso de emergencia antes del impacto. La tripulante de cabina de pasajeros sufrió lesiones graves en el impacto y por tanto quedó físicamente imposibilitada para ayudar en la evacuación, aunque a pesar de sus lesiones pudo dar indicaciones a los pasajeros para la evacuación. Estos lograron abrir las salidas 1R, 2R y 1L con la ayuda de los miembros del SCI. La salida trasera izquierda, 2L no fue utilizada al no poder abrirse.

No se produjo derrame de combustible, ni hubo indicios de fuego en la aeronave. Las dotaciones del SCI rociaron con espuma la parte inferior del fuselaje para asegurar la zona ante el riesgo de incendio.

1.2. Lesiones a personas

Lesiones	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación	1	2	0
Pasajeros	3	16	25
Otros	—	—	

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave quedó destruida debido al impacto con el terreno, principalmente contra el terraplén de la carretera.

La parte del fuselaje donde más daños se produjeron fue en la zona delantera, ya que la aeronave quedó empotrada contra el terraplén sobre el que se asienta la autovía N-340, de modo que el canto de hormigón y asfalto de ésta segó la parte delantera inferior del fuselaje. La parte superior del fuselaje presentaba una fractura a la altura del encastre de los planos.

El ala presentaba daños menores en el borde de ataque debido a que impactaron con las balizas del sistema de luces de aproximación. En concreto el plano izquierdo presentaba dos impactos y el derecho cuatro.

Por otro lado, los motores no presentaban daños apreciables y las hélices, al igual que los planos, presentaban impactos de los postes de las balizas del sistema de luces de aproximación. Como en el caso de los planos, la hélice derecha tenía más daños con todas sus palas deterioradas, mientras que en la izquierda se habían dañado dos y las otras dos permanecían intactas.

Por último, el estabilizador horizontal derecho presentaba un impacto debido a las ya mencionadas luces de aproximación.

1.4. Otros daños

La aeronave tomó tierra en la zona donde se encuentra situado el sistema de iluminación de aproximación de CAT I de la pista 32 del aeropuerto de Málaga y recorrió 220 metros antes de pararse. Durante la carrera de aterrizaje impactó con catorce postes, correspondientes a cinco grupos de iluminación, en los que se situaban las balizas de dicho sistema, siendo necesaria su sustitución.

En el impacto final la aeronave se empotró contra el terraplén de la antigua autovía N-340 y desgarró la valla que limitaba la parcela de luces de aproximación y a continuación arrancó la valla metálica «quitamiedos» de la autovía invadiendo dos carriles de los tres de que consta en dirección Málaga. Esto produjo interrupción del tráfico normal por esta autovía durante varias horas hasta que se retiraron los restos con la consiguiente aparición de retenciones.

1.5. Información sobre la tripulación

La tripulación estaba compuesta por el Comandante (CM1), el Copiloto (CM2) y una Tripulante de Cabina de Pasajeros (TCP).

1.5.1. Comandante

Edad:	56 años.
Nacionalidad:	Española
Título:	Piloto de Transporte de Línea Aérea
Licencia de aptitud de vuelo:	
— Número:	4443
— Fecha de expedición:	22/10/1991
— Fecha de renovación:	15/06/2001

Válida hasta: 29/05/2006
Último reconocimiento médico: 30/04/2001
Habilitaciones: IFR, CN-235, Instructor.

El comandante del vuelo BIM 8261, en el asiento de la izquierda, y piloto a los mandos, PF, es decir, piloto que volaba la aeronave en ese salto, era el Jefe de Pilotos de la compañía e Inspector de Vuelo de la Flota o Inspector Delegado.

Provenía de la escala superior del Ejército del Aire, donde alcanzó el empleo de Teniente Coronel. Fue instructor del avión C-130 «Hércules» y Jefe de Mantenimiento del Ala 35, dotada de aviones CN-235, denominación militar T19, que también tripuló como comandante.

Este piloto estaba considerado por sus compañeros como un buen profesional, muy serio en su trabajo y uno de los más competentes de la compañía.

En la compañía Binter era también instructor de teoría del avión CN-235 y había ostentado cargos de responsabilidad dentro del departamento de operaciones, donde ingresó cuando se fundó la compañía.

1.5.1.1. Experiencia y actividad desarrollada antes del accidente

Horas totales de vuelo: 7372:00 h
Horas en el tipo: 4166:00 h
Horas últimos 90 días en el tipo: 175:58 h
Horas últimos 30 días en el tipo: 54:00 h
Horas de actividad el día del accidente: 3:17 h

Todas las horas voladas en CN-235 fueron como comandante.

En el mes de julio tuvo 10 días libres programados y otros 10 días libres en el mes de agosto. En el mismo mes de agosto tenía, además, programados tres servicios de imaginaria (servicio H-24 en casa o a una hora del aeropuerto) y cuatro días de Comisión de Servicio (trabajo diferente al servicio de vuelo).

La actividad realizada los días anteriores al accidente fue la siguiente:

- 24-08: realizó 6 sectores volando 4:31 hrs.
- 25-08: libre programado
- 26-08: libre programado.

- 27-08: comisión de servicio.
- 28-08: libre programado.

El último curso sobre Seguridad y Salvamento lo realizó el día 11 de julio de 2001.

1.5.2. Copiloto

Edad:	52 años.
Nacionalidad:	Española
Título:	Piloto de Transporte de Línea Aérea
Licencia de aptitud de vuelo:	
— Número:	2733
— Fecha de expedición:	18/12/1991
— Fecha de renovación:	02/04/2001
Válida hasta:	02/04/2006
Último reconocimiento médico:	22/03/2001
Habilitaciones:	IFR, CN-235

El copiloto del vuelo BIM 8261, en el asiento de la derecha, y piloto no a los mandos, PNF, es decir, piloto que no volaba la aeronave en ese salto, era Comandante de CN-235 pero estaba autorizado a alternar funciones de comandante y de copiloto.

Por razones de interés empresarial y de acuerdo con la normativa vigente, desde el mes de mayo del año 2001, alternaba sus funciones de comandante con las de copiloto, según le programaran. En la línea del día 29 de agosto, su compañero tenía más antigüedad que él, y por tanto, siguiendo ese criterio, ejerció las funciones de copiloto.

Provenía de la Escala de Complemento del Ejército del Aire, donde ostentó el empleo de oficial. Estuvo destinado en una unidad de extinción de incendios, donde voló el Canadair CL-215 como copiloto y como comandante. Tras abandonar el ejército, ejerció funciones de comandante en una empresa de aerotaxis volando un avión reactor de negocios.

Por los testimonios verbales recogidos, se concluye que este piloto estaba considerado por sus compañeros como una persona tranquila, afable, sin tendencia a sobre actuar, responsable y buen profesional.

Actuando como comandante, unos meses antes del accidente, durante un vuelo de línea, estando próximo al aeropuerto de Almería, tuvo que parar un motor debido a un fallo del control de combustible y la emergencia fue resuelta sin mayores contratiem-

pos, tomando tierra con un solo motor. El copiloto que le acompañaba aquel día estaba recién suelto en el avión.

1.5.2.1. Experiencia y actividad desarrollada antes del accidente

Horas totales de vuelo:	8485:00 h
Horas en el tipo:	4885:00 h
Horas últimos 90 días en el tipo:	175:23 h
Horas últimos 30 días en el tipo:	62:14 h
Horas de actividad el día del accidente:	3:17 h

Las horas en CN-235 se distribuían como sigue:

- 3.608 h como copiloto y
- 1.277 h como comandante

Ejercía funciones de comandante en Binter desde el año 1999.

En el mes de julio tuvo 10 días libres, 2 días francos de servicio (días libres pendientes de asignación de servicio) y un día programado para curso de refresco.

En ese mismo mes tuvo 3 días programados de imaginaria. En el mes de agosto tuvo otros 10 días libres y dos días francos. Asimismo, se le asignaron 3 días de imaginaria.

La actividad realizada los días anteriores al accidente fue la siguiente:

- 24-08: realizó 5 sectores volando 3:40 hrs.
- 25-08: imaginaria programada
- 26-08: realizó 4 sectores volando 2:48 hrs.
- 27-08: libre programado
- 28-08: día franco

El último curso sobre Seguridad y Salvamento lo realizó el día 11 de julio de 2001. La última sesión de simulador que efectuó fue para la renovación de licencia y lo hizo desde el puesto de la izquierda o CM1.

1.5.2.2. Curso de cambio de puesto de pilotaje

La empresa operadora tenía escasez de copilotos, debido a que no se contrataban segundos pilotos y a que algunos de los que estaban en la compañía se habían ido. Por

ello, varios de los comandantes más modernos fueron asignados para actuar como copilotos en algunos vuelos, mientras que en otros continuaban actuando como comandantes.

El día 7 de abril de 2001, la compañía Binter solicitó a la DGAC autorización para que una serie de comandantes pasasen a volar a la derecha, desempeñando funciones de copiloto. Entre los comandantes designados para alternar funciones de comandante con las de copiloto se encontraba la persona que actuó como copiloto en el vuelo del accidente.

En la solicitud de autorización se incluía la siguiente propuesta de plan de instrucción:

- 10 tomas y despegues como CM2.
- 2 maniobras motor y al aire con dos motores.
- 2 maniobras motor y al aire con un motor inoperativo.

Con fecha 17 de abril de 2001 la DGAC autorizó la propuesta del operador para el entrenamiento a efectos de cambio del puesto habitual de pilotaje a cuatro pilotos, entre ellos el copiloto de este vuelo.

De acuerdo con los datos recogidos del operador, el entrenamiento se efectuó y completó el día 14 de mayo con una aeronave de la compañía y sin pasaje. La documentación se remitió a la DGAC el día 15 de mayo.

La DGAC tenía aprobado a esta compañía con fecha anterior, 12 de agosto de 1996, un programa de cambio de puesto de pilotaje que consistía en:

- Fase teórica: Check List.
- Fase vuelo: Mínimo 3 tomas y 3 despegues.

El hecho de que el entrenamiento se efectuase en un solo día, confirmado por los testimonios recogidos, indica que estos cuatro comandantes, así como otros que hubiesen hecho el cambio de puesto con anterioridad, solamente efectuaron el entrenamiento de fase de vuelo que consistía en 3 tomas y despegues, efectuado con una aeronave sin pasaje.

Los cuatro pilotos incluidos en esta última solicitud de abril comenzaron a alternar funciones de copiloto con las de comandante en vuelos de línea a partir del 15 de mayo de 2001.

Desde el día 15 de mayo el copiloto realizó la siguiente programación:

- Mes de mayo: 48 sectores, de ellos 2 sectores operados como CM2.
- Mes de junio: 50 sectores, 46 de ellos operados como CM2

- Mes de julio: 84 sectores, de ellos 12 como CM2
- Mes de agosto: 70 sectores, operados todos como CM2

Por tanto, desde su entrenamiento, el 14 de mayo, había volado 252 sectores, simultaneando las funciones de comandante y copiloto, ya que de estos vuelos, 130 los había volado como copiloto y 122 como comandante.

1.5.3. *Tripulante de Cabina de Pasajeros*

La tripulante de cabina de pasajeros tenía en su haber un total de 832 h de vuelo, todas ellas en CN-235 y estaba trabajando en Binter desde marzo del año 2000.

Aunque su voz aparece en el registrador de voz de cabina momentos después del bloqueo del tren, afirmó no recordar nada de la situación que había en cabina.

No tuvo ninguna actuación durante el desarrollo de la emergencia, por lo que su experiencia e instrucción no son objeto de análisis en el presente informe.

Tras el accidente resultó incapacitada físicamente por las lesiones sufridas por lo que no pudo colaborar físicamente en la evacuación de los pasajeros, siendo evacuada del avión por los servicios de rescate del aeropuerto. Sin embargo, por los testimonios recogidos se deduce que proporcionó instrucciones verbales a los pasajeros para que iniciasen la evacuación.

1.5.4. *Gradiente de cabina*

Se puede definir como «gradiente de cabina» la diferencia existente entre los tripulantes de una cabina de vuelo concreta, teniendo en cuenta un conjunto de factores: jerarquía dentro de la compañía, experiencia aeronáutica, experiencia en el avión concreto en el que se opera, posición social dentro de la empresa, carácter y personalidad de cada tripulante, experiencias anteriores con el otro tripulante, etcétera.

En la literatura pertinente, el gradiente de cabina «ideal» se considera que es aquel en el que la posición del comandante se encuentre algo elevada sobre la del copiloto, dándole cierto grado de prevalencia, de forma que sus decisiones sean aceptadas de forma efectiva, pero posibilitando al mismo tiempo que el copiloto participe de manera activa en la toma de decisiones.

Existen casos de accidentes o incidentes en los cuales un gradiente en cabina inadecuado ha podido ser un factor contribuyente al suceso, siendo los casos extremos aquellos en los que las decisiones acertadas del piloto al mando han sido cuestionadas de modo inapropiado por el copiloto (gradiente plano en cabina) o aquellos en los que las

decisiones desafortunadas del piloto al mando no han sido evaluadas, discutidas o cuestionadas por el copiloto (excesivo gradiente en cabina).

Una estimación del gradiente en cabina existente el día del accidente se presenta en el Apartado 2 de este informe.

1.6. Información sobre la aeronave

El CASA CN-235-200 es un avión bimotor turbohélice cuatripala presurizado de ala alta y tren principal en fuselaje.

El primer modelo de CN-235 fue Certificado de Tipo en España en 1986. El modelo CN-235-200, fue Certificado de Tipo en 1991. Todos los modelos poseen el certificado en la categoría de transporte, bajo los requisitos de aeronavegabilidad «Federal Aviation Regulations» F.A.R. 25.

La tripulación de vuelo mínima está constituida por piloto y copiloto, y puede transportar hasta 44 pasajeros sentados en filas de cuatro butacas con un pasillo central.

1.6.1. Célula

Marca:	Construcciones Aeronáuticas, S.A.
Modelo:	CN-235-200
N.º de Fabricación:	C-033
Año de Fabricación:	1990
Matrícula:	EC-FBC
M.T.O.W.:	15.100 kg
Propietario:	BINTER MEDITERRÁNEO, S.A.
Explotador:	BINTER MEDITERRÁNEO, S.A.

1.6.1.1. Certificado de aeronavegabilidad

Número:	3153
Tipo:	Transporte Público de Pasajeros
Fecha de expedición:	9 de marzo de 1992
Fecha de renovación:	23 de abril de 2001
Fecha de caducidad:	23 de abril de 2002

1.6.1.2. Registro de Mantenimiento de la célula

Horas totales de vuelo:	14.577,42 h
Ciclos totales de vuelo:	20.780 ciclos
Última revisión C (2400 h)	A las 13521 h, el 17-11-2000
Última revisión 1A:	A las 14.577 h de vuelo, el 29-8-01
Horas desde última rev. 1A:	3
Próxima revisión programada:	Tipo 2A (600 h), a realizar antes de las 14844 h

Aparte de las revisiones prevuelo, de tránsito, diaria y servicio cada 72 h, las revisiones de mantenimiento a la aeronave, programadas por horas de vuelo según su Programa de Mantenimiento aprobado, se clasificaban en:

- Periódica Tipo A: 1A (300 h), 2A (600 h), 3A (900 h) y 4A (1.200 h).
- Básica Tipo C: 1C (2.400 h) y 2C (4.800 h).

Las revisiones programadas por calendario eran las siguientes:

- 1E (6 meses).
- 2E (12 meses).
- 3E (24 meses).
- 4E (48 meses).

Además, se realizaban puntos especiales de mantenimiento en determinados períodos de horas de vuelo o de calendario. Cada 75 h de vuelo se lavaban los motores.

Las revisiones periódicas menores las efectuaba el operador y las mayores, de tipo C, estaban contratadas con el fabricante de la aeronave.

Se revisó el registro de mantenimiento de la aeronave y se observó que, según las anotaciones efectuadas, las revisiones habían sido realizadas en los períodos especificados en el Programa de Mantenimiento. Sin embargo, el último lavado de motores se había realizado el 30-7-2001, con 14.482 h de vuelo, y por tanto, el avión había volado 95 h desde entonces hasta la fecha del accidente.

Las últimas revisiones programadas realizadas al avión habían sido una tipo 1A (300 h) el 15-8-2001, una tipo 2A (600 h) el día 28-8-2001 y una tipo 1A (300 h) el día 29-8-2001.

El 17-11-2000 se había realizado una revisión C (2.400 h) que es relevante porque incluía una prueba funcional de los elementos de detección de fuego.

La última revisión general de tipo 2C (4.800 h) se había realizado el 26-4-1999, a las 11.427 h y por tanto al avión le quedaban todavía 1.649 h de vuelo hasta la siguiente revisión tipo 2C.

La siguiente revisión programada al avión era una 2A (600 h) para la que faltaban 12 h de vuelo.

La revisión más próxima por calendario era una de 12 meses que estaba prevista para el 22-9-2001.

1.6.1.3. Cuaderno de aeronave y últimos partes técnicos de vuelo

Se revisaron el Cuaderno de Aeronave, la lista de diferidos y los partes técnicos de vuelo de los días precedentes al del accidente.

El Cuaderno de Aeronave indicaba que el día 28 de agosto de 2001 se habían realizado 3 trayectos Málaga-Melilla, empezando a las 11:03 h locales, y tres trayectos Melilla-Málaga, donde se produjo el último aterrizaje del día a las 19:37 h locales. Los seis vuelos fueron realizados por el mismo Piloto al Mando.

Al día siguiente, despegó de Málaga a las 8:38 h local y aterrizó en Melilla a las 9:16 h local. El siguiente vuelo, Melilla-Málaga, acabó en el accidente durante la aproximación final. En el Cuaderno aparece sellada la última revisión 1A realizada el mismo día 29 de agosto. Ambos vuelos fueron realizados por el mismo Piloto al Mando, que con anterioridad había volado la aeronave EC-FBC el día 24 de agosto de 2001.

Los partes técnicos de vuelo de los días 22 y 23 de agosto de 2001 no reflejan ningún defecto anotado por los comandantes de la aeronave.

El día 24 de agosto se anotó que la rueda de morro estaba gastada, y que se producían oscilaciones en el indicador de presión de aceite (de hasta 50 psi) del motor izquierdo durante la puesta en marcha.

El día 26 de agosto se anotó que «el registrador de voces en cabina y el registrador de datos en vuelo estaban fuera de servicio». Se cambió la unidad de adquisición de datos de vuelo (FDAU).

El día 27 de agosto se registró en el último vuelo del día que «durante la puesta en marcha del motor derecho, con el izquierdo ya en marcha, la presión de la hélice del motor izquierdo subía a la zona verde y luego, cuando acababa la puesta en marcha, bajaba a la zona amarilla».

El 28 de agosto se anotó en el último vuelo del día que «hasta habilitar las hélices la indicación de presión de aceite de la hélice del motor izquierdo oscilaba continuamente».

El siguiente parte, del 29 de agosto, sólo tiene anotados los datos de: «Vuelo 8260, Salida: AGP (Málaga), Llegada: MLN (Melilla)», y «Lectura de motores 8260». La inspección de tránsito en Melilla no apareció firmada.

La lista de diferidos (N.º 150) sólo contenía un diferido sin cerrar. Se trataba de la anotación «Sincro Hélice U/S (fuera de servicio)» que había sido realizada el 12-7-2001.

Los dos últimos diferidos anotados, y que habían sido ya corregidos, eran «Altímetro CM#1 marca 100 ft menos en línea de vuelo, 20-7-2001» y «Broches y tornillería suelta en carena de PGB ("propeller gearbox") R (derecha)».

1.6.2. Motor izquierdo

Marca:	General Electric
Modelo:	CT7-9C
Potencia:	1750 SHP
Número de serie:	GE-E-309118
Horas totales:	12.201 h
Ciclos totales:	17.278 ciclos
Horas en la última rev. general:	10.543 h (Shop visit en UK; Form1, 12-4-2000)
Horas desde última rev. general:	1.658 h
Horas hasta próxima rev. de 4000 H:	1.894 h

1.6.2.1. Historial de Mantenimiento del motor izquierdo

Este motor había estado instalado en las aeronaves CN-235 matrículas EC-FAE, EC-FAC, EC-FAD. El 19-5-2000 se instaló en el lado izquierdo de la aeronave EC-FBC. El motor tenía en ese momento 10.543 h de vuelo y 14.993 ciclos desde fabricación.

Las revisiones de este tipo de motor, según el Programa de Mantenimiento de la aeronave EC-FBC se efectuarán cada 12, 100, 300, 400, 600, 900, 1.000, 1.200, 1.600, 2.000, 2.400 y 4.000 h de vuelo, así como cada 12 meses de tiempo.

El potencial que le quedaba al motor, que como se ha indicado arriba tenía 12.201 h en el momento del accidente, hasta diversos tipos de revisiones era el siguiente:

Tipo de revisión	Quedaban para la siguiente revisión
300 h	270 h
600 h	24 h
900 h	188 h
1.600 h	489 h
2.000 h	191 h
4.000 h	1.894 h

En el registro de incidencias del motor («Engine Service Record») aparecían, entre otras, apuntadas las siguientes incidencias:

- Degradación en el margen de ITT («Inter turbine temperature»), 19-2-1990.
- Degradación en el margen de ITT, 5-9-1991.
- Reparación de la «Power Unit» debido a bajas prestaciones, 10-12-1992.
- Reparación de la «Power Unit» debido a contaminación en el sistema de aceite, 8-3-1993.
- Reparación de la «Power Unit» debido a bajas prestaciones, 12-5-1995.
- Motor inspeccionado y probado de acuerdo al SEI 578, 13-8-1997.
- Motor inspeccionado y probado de acuerdo al SEI 578, 12-4-2000.

Esta última inspección/reparación, realizada el 12-4-2000, cuando tenía un total de 10543 h desde fabricación, había sido efectuada por un Centro de Mantenimiento del Reino Unido, debido a que el motor proporcionaba baja potencia atribuida a un deterioro de la sección caliente. Entre otras labores de mantenimiento, se sustituyeron los discos de las etapas de turbina 3 y 4, y los álabes de las etapas de turbina 1, 2, 3 y 4.

1.6.3. *Motor derecho*

Marca:	General Electric
Modelo:	CT7-9C
Potencia:	1750 SHP
Número de serie:	GE-E-309141
Horas totales:	13.884 h
Ciclos totales:	19.973 ciclos
Horas última rev. general:	12.083 h (Shop visit UK, Form 1, 17-3-2000)
Horas desde última rev. general:	1.801 h
Horas hasta próxima rev. de 4000 H:	2.500 h

1.6.3.1. Historial de Mantenimiento del motor derecho

Este motor había estado instalado entre el 15-1-1990 y el 27-5-1993 en la aeronave CN-235 matrícula EC-FAC. Después, estuvo instalado entre 26-8-1993 y el 21-2-1995 como motor izquierdo en la EC-FBC, para volver a ser montado en la EC-FAD hasta que el 26-3-2000 fue instalado en el lado derecho de la aeronave EC-FBC. El motor tenía en ese momento 12083 h de vuelo y 17501 ciclos, desde fabricación.

Las revisiones de este tipo de motor, según el Programa de Mantenimiento de la aeronave EC-FBC se efectuarán cada 12, 100, 300, 400, 600, 900, 1.000, 1.200, 1.600, 2.000, 2.400 y 4.000 h de vuelo, así como cada 12 meses de tiempo.

El potencial que le quedaba al motor, que como se ha indicado arriba tenía 13.884 h en el momento del accidente, hasta diversos tipos de revisiones era el siguiente:

Tipo de revisión	Quedaban para la siguiente revisión
300 h	131 h
600 h	580 h
900 h	36 h
1.600 h	281 h
2.000 h	497 h
4.000 h	2.500 h

En el registro de incidencias del motor («Engine Service Record») aparecían, entre otras, apuntadas las siguientes incidencias:

- Reparación de la «Power Unit» debido a bajo margen de ITT, 19-2-1991.
- Motor inspeccionado y probado de acuerdo al SEI 578, 12-7-1993.
- Motor reparado por daños en álabes del rotor de la primera etapa de turbina, 27-3-1995.
- Motor inspeccionado y probado de acuerdo al SEI 578, 17-3-2000.

Esta última inspección/reparación, realizada el 17-3-2000, cuando tenía un total de 12.083 h desde fabricación, había sido efectuada por un Centro de Mantenimiento del Reino Unido, debido a que el motor proporcionaba baja potencia atribuida a un deterioro de la sección caliente. Entre otras labores de mantenimiento, se sustituyeron los discos y los álabes de las etapas de turbina 1, 2, 3 y 4.

1.6.4. Hélice izquierda

Marca: Hamilton Sundstrand
 Modelo: 14 RF-21, con 4 palas mod. RFC11R1-0C

Número de serie:	890548
Año de fabricación:	1989
Horas totales:	12.899 h
Ciclos totales:	14.378 ciclos
Última revisión general:	14-7-2000, con 11585 h
Horas desde última rev. general:	1.314 h

Las revisiones generales de la hélice se realizaban cada 6.500 h de vuelo.

1.6.5. Hélice derecha

Marca:	Hamilton Sundstrand
Modelo:	14 RF-21, con 4 palas modelo RFC11R1-0C
Número de serie:	890545
Año de fabricación:	1989
Horas totales:	12.966 h
Ciclos totales:	18.805 ciclos
Última revisión general:	14-6-2001, con 12932 h
Horas desde última rev. general:	34 h

Las revisiones generales de la hélice se realizaban cada 6.500 h de vuelo.

1.6.6. Descripción del Sistema de Detección de Fuego en góndolas de motores

El CN-235-200 dispone de un conjunto detector de sobrecalentamiento o fuego en cada motor, que produce avisos sonoros y luminosos en la cabina de vuelo (ver punto 1.6.7).

El sistema detector de cada motor consiste en un circuito detector o lazo único, que discurre por las partes más críticas del motor. El circuito detector, fabricado por «Kidde-Graviner Ltd.» está compuesto por 2 bucles conectados en serie a través de 7 conectores. El elemento sensor consta de un forro tubular delgado de acero inoxidable que contiene un material sensible a la temperatura, a través del cual pasa un cable central coaxial de níquel-cromo.

La resistividad y capacidad del material sensible a la temperatura varía con la temperatura, y una unidad de control remoto en el avión se encarga de monitorear esas características. Esta unidad capta el cambio de impedancia que indica que está habiendo un incremento de temperatura y, en el caso de que detecte una situación de fuego o sobrecalentamiento, envía un aviso que se cancela y rearma si la temperatura del elemento cae por debajo de un nivel preestablecido del sistema.

El cable detector forma un lazo que se conecta por ambos extremos a los cables del avión que transmiten la información a la unidad de control remota.

El sistema detector es digital, en el sentido de que, a través de un oscilador, se envía una onda cuadrada a través del cable detector. La onda a la salida del cable es comparada con la de referencia que se proporcionó a la entrada. Si hay un cambio de resistencia y de capacidad en el cable, la onda cambiará su forma al pasar a través de él, y la señal de comparación proporcionará la correspondiente salida al procesador, el cual se encargará de determinar si se trata de un fuego o sobrecalentamiento real o si se trata de un fallo en algún punto del circuito. El sistema es por tanto capaz de auto-chequearse y determinar si se encuentra en condiciones adecuadas de detección.

Se puede realizar una prueba del sistema desde la cabina de vuelo manteniendo el selector de prueba de cada motor «ENG FIRE DET», que tiene tres posiciones, una fija en operación normal y dos momentáneas mientras se mantiene el selector girado en la posición «WARN», de modo que el encendido de la luz de «Aviso de Fuego en Motor» («ENG FIRE L, R») indica que hay continuidad en el lazo de detección, que la resistencia del lazo de detección está en un nivel aceptable para permitir que se genere un aviso de fuego que se rearmará cuando el fuego se extinga, y que la unidad de control está funcionando correctamente.

Si se mueve el selector de prueba «ENG FIRE DET» a la posición de «fallo» («FAULT») se simula un fallo, es decir, una resistencia baja del aislamiento del cable detector, el encendido de la luz «detección de fuego de motor» («ENG FIRE DET») indica que está operativa la capacidad de detectar fallos en el sistema detector y de dar el correspondiente aviso en cabina.

El Manual de Operaciones del CN-235-200 editado por CASA, incluye en sus procedimientos normales de preparación de cabina la realización de esta comprobación por parte del CM1, de modo que hay que mantener el selector izquierdo del ENG FIRE DETECT en la posición WARN y se debe observar que:

- Se enciende la luz de alarma ENG FIRE (#1).
- Se enciende la luz FIRE de la palanca cortafuegos izquierda.
- Se encienden las luces de Master WARNING.
- Suena la bocina intermitente del aviso sonoro.

Después se suelta el selector izquierdo y se repite la prueba con el selector derecho. A continuación se pasan ambos selectores a FAULT y se debe observar que:

- Se encienden las luces de precaución ENG FIRE DET (#1 y #2).
- Se encienden las luces de Master CAUTION.

Al soltar los selectores deben desaparecer las señales citadas.

El sistema detector de fuego del CN-235-200 fue diseñado para cumplir con la Especificación de Estándares Técnicos de la FAA («Technical Standard Order», o TSO) n.º C11e, «Power Plant Fire detection instruments (Thermal and Flame Contact Types)», de 17-10-1991. Algunas de las especificaciones del sistema son:

- El sistema debe continuar funcionando con un elemento forzado o dañado.
- Inmersiones repetidas en llama deben continuar proporcionando avisos de detección.
- Un apantallado parcial de la llama no debe hacer que el sistema se rearme.
- Debe poderse comprobar su correcto funcionamiento.
- No debe tener partes móviles o modos de fallo ocultos.

1.6.7. Descripción del sistema de aviso de fuego en motores

Cuando el sistema detector detecta fuego en un motor, envía una señal a la unidad de control que activa los siguientes avisos:

- Aviso sonoro de «campana» (este aviso no se menciona en la descripción del sistema en el Manual de Operaciones, pero sí en el procedimiento de emergencia de fuego en el motor).
- Las luces de Master WARNING (color rojo).
- La bocina intermitente lenta.
- La luz FIRE (color rojo) de la correspondiente palanca cortafuegos.
- La luz ENG FIRE correspondiente del Panel de Avisos.

El aviso de fuego cesa cuando desaparecen las condiciones de fuego o sobrecalentamiento. El aviso sonoro puede ser cancelado pulsando cualquiera de las pastillas de Master WARNING.

Como se ha indicado en el punto anterior, el sistema puede detectar sus propios fallos activando las luces de Master CAUTION (color ámbar) y la luz ENG FIRE DET correspondiente del Panel de Avisos.

Las luces de Master WARNING se encuentran situadas en la parte superior del panel de instrumentos de cada piloto. En la Figura 1.6.7.1 se representa una vista general de la cabina de vuelo del CN-235-200 con indicación de la situación de los diferentes paneles de instrumentos y de avisos.

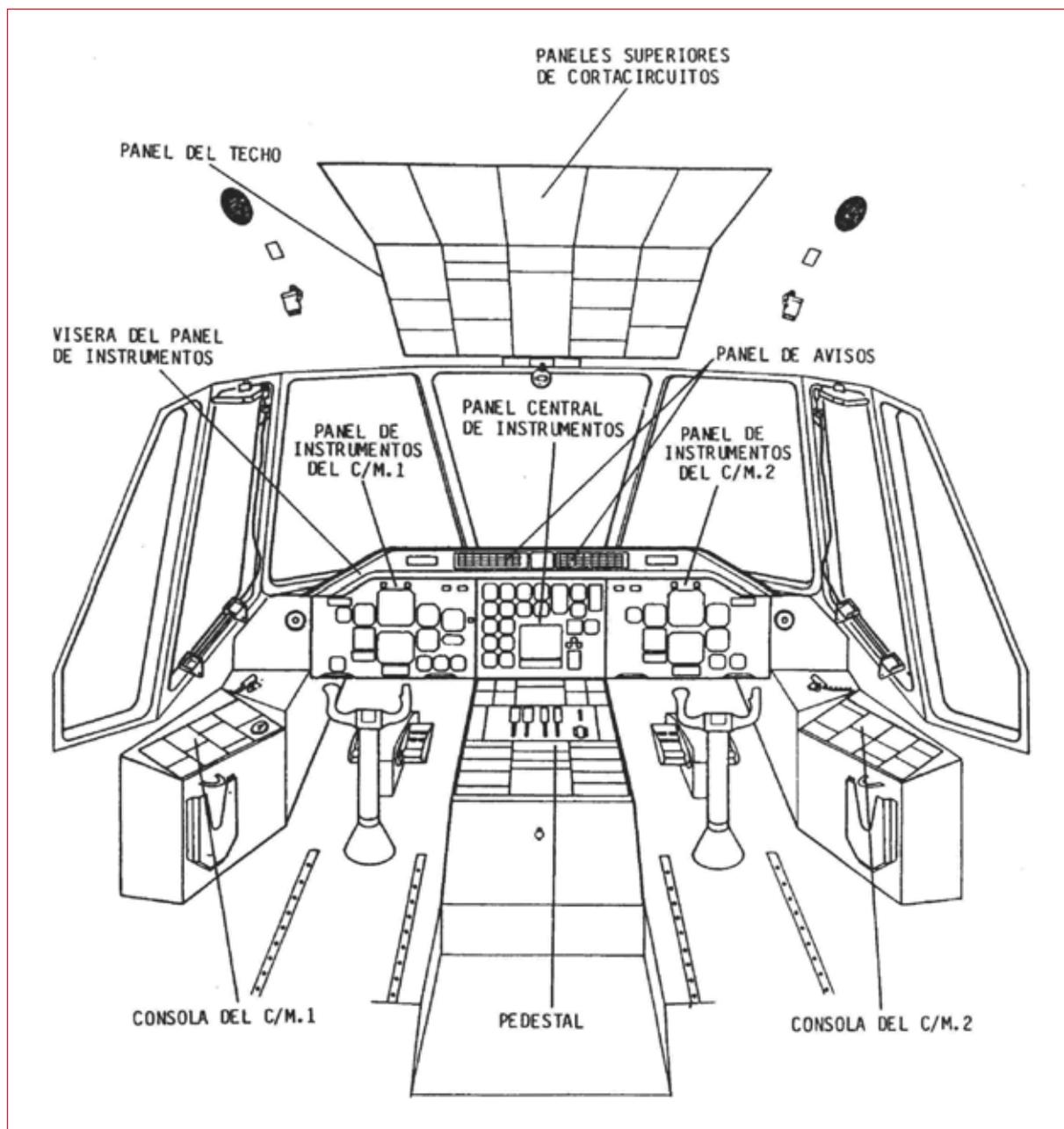


Figura 1.6.7.1. Vista general de la cabina de vuelo.

El panel de avisos consiste en dos consolas situadas a cada lado de la visera del Panel de Instrumentos. Cada consola puede contener hasta 32 luces correspondientes a distintos avisos de emergencia («warning», de color rojo) o de precaución («caution», color ámbar). Los dos avisos de fuego en motor se encuentran situados en el extremo superior izquierdo de la consola de lado comandante (ver #1 y #2 «ENG FIRE» en la parte superior de la Figura 1.6.7.2), y los dos avisos de fallo en el sistema de detección están situados en la fila inferior de la consola del lado del copiloto (ver #1 y #2 «ENG FIRE DET» en la parte inferior de la Figura 1.6.7.2).

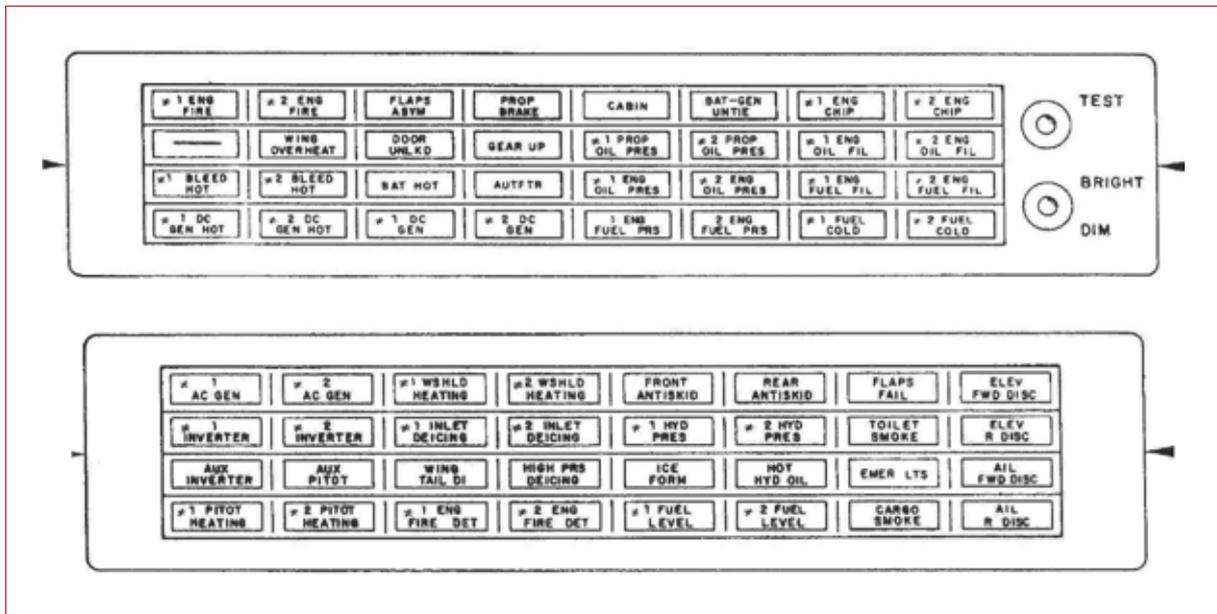


Figura 1.6.7.2. Panel de avisos del lado del comandante y del lado del copiloto.

Las palancas cortafuegos se encuentran situadas en el panel del techo y tienen grabada la palabra «FIRE» que se ilumina en rojo en caso de aviso de fuego. En el panel, arriba de cada palanca, se encuentran grabadas las palabras «L ENG» y «R ENG» para el motor de cada lado (ver Figura 1.6.7.3). Estas leyendas no se iluminan.

1.6.8. Descripción del sistema extintor de fuego en motores

El conjunto extintor comprende dos botellas que permiten a la tripulación efectuar dos descargas de agente extintor Halon 1301 en el motor afectado por el aviso de fuego.

La actuación del piloto sobre el sistema se realiza a través de la Palanca Cortafuegos iluminada que, como se ha indicado en el punto anterior, se encuentra situada en el panel del techo, y que, además de la palabra «FIRE», tiene grabada la leyenda «DISCH 1 <—> 2» (ver Figura 1.6.7.3, extraídas del Manual de Operaciones de CASA, 31-3-1992). Las leyendas «L ENG» y «R ENG» para el motor de cada lado están grabadas en el panel, justo encima de cada palanca. En el Apartado 1.18.2 se describe este procedimiento desde un punto de vista puramente operacional.

En el primer movimiento a realizar, que consiste en mover la palanca hacia fuera, se corta el combustible al motor correspondiente (y, en el caso del motor derecho, deshabilita el freno de la hélice) y se encienden las dos luces READY de las plaquetas DISCH 1 y DISCH 2 («descarga» 1 y 2), que indican que el circuito detonante está preparado para ser activado.

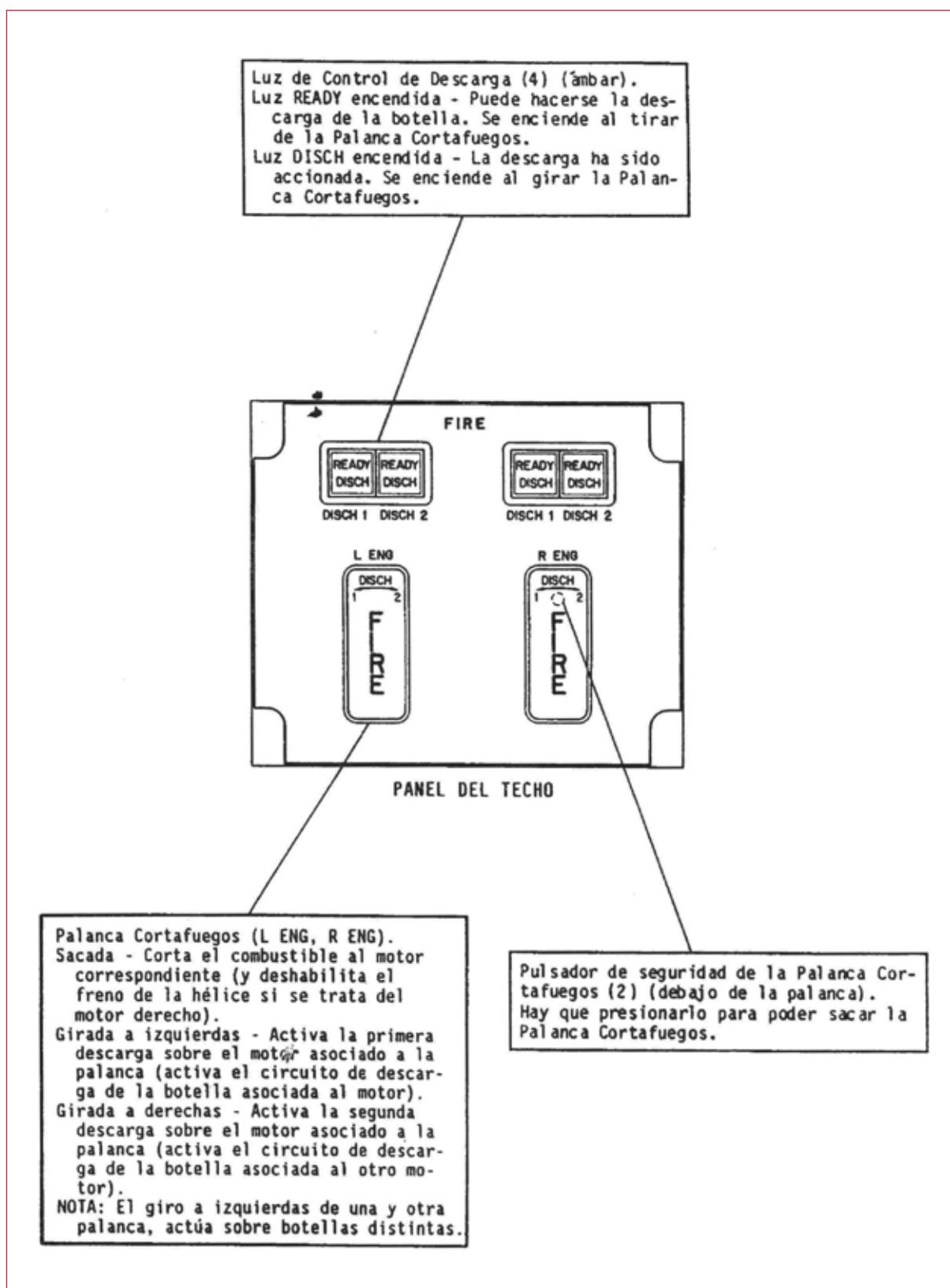


Figura 1.6.7.3. Controles de extinción de fuego en motor.

Al girar la palanca hacia la izquierda se descarga la botella «asociada» al motor afectado y se enciende la luz DISCH de la plaqueta «DISCH 1». Al girar la palanca a derechas se repite el proceso con la botella «asociada» al otro motor.

Por lo tanto, el diseño del sistema hace que cada botella esté asociada a un motor, y sea activada mediante el giro a izquierdas de la palanca cortafuegos correspondiente a ese motor, aunque permite que la botella no asociada al motor también pueda ser descargada sobre él mediante el giro a derechas de la palanca cortafuegos. En la Figura 1.6.8.1 puede verse un esquema del funcionamiento del sistema. Este esquema, que representa la condición de «FUEGO EN MOTOR DERECHO Y DESCARGA DE SU BOTELLA ASOCIADA (BOTELLA 1)», no incluye el circuito de activación al girar hacia la derecha la palanca cortafuegos del motor derecho. El efecto de girar la palanca hacia la derecha se encuentra en otras partes del mismo manual.

Si, de acuerdo a la nomenclatura usada en esa figura, extraída del Manual de Operaciones del CASA CN-235-200, de fecha 31 de marzo de 1992, asumimos que la Botella N.º 1 está asociada al motor derecho, y la Botella N.º 2 está asociada al motor izquierdo, la secuencia de acciones para descargar las dos botellas extintoras tras un aviso de fuego en el motor derecho sería:

- a) Sacar la palanca cortafuegos del lado derecho (cuya luz «FIRE» estará iluminada en rojo). Se corta el combustible al motor derecho y se encienden las dos luces «READY» de las plaquetas «DISCH 1» y «DISCH 2» situadas encima de la palanca cortafuegos del lado derecho.
- b) Girar la palanca cortafuegos del lado derecho hacia la izquierda. Se descarga la Botella N.º 1 sobre el motor derecho. Se enciende la luz «DISCH» de la plaqueta «DISCH 1» situada encima de la palanca cortafuegos del lado derecho.
- c) Asumiendo que el aviso de fuego persiste, y, por tanto, la palanca cortafuegos del lado derecho continúa iluminada en rojo, girar la palanca cortafuegos del lado derecho hacia la derecha. Se descarga la Botella N.º 2 sobre el motor derecho. Se enciende la luz «DISCH» de la plaqueta «DISCH 2» situada encima de la palanca cortafuegos del lado derecho.

La descarga de la segunda botella sobre el motor derecho hace que se agoten los recursos de extinción de fuego en motor del avión.

En este proceso de activación del sistema de extinción tras un aviso de fuego en el motor derecho, la palanca cortafuegos del lado izquierdo (correspondiente al otro motor y no iluminada en este supuesto) no debería tocarse en ningún momento.

En el esquema se aprecia que la activación de la palanca no iluminada (situada en el lado izquierdo de la figura) hacia el lado izquierdo descarga la otra botella sobre el motor no afectado por el aviso de fuego, en este caso el izquierdo.

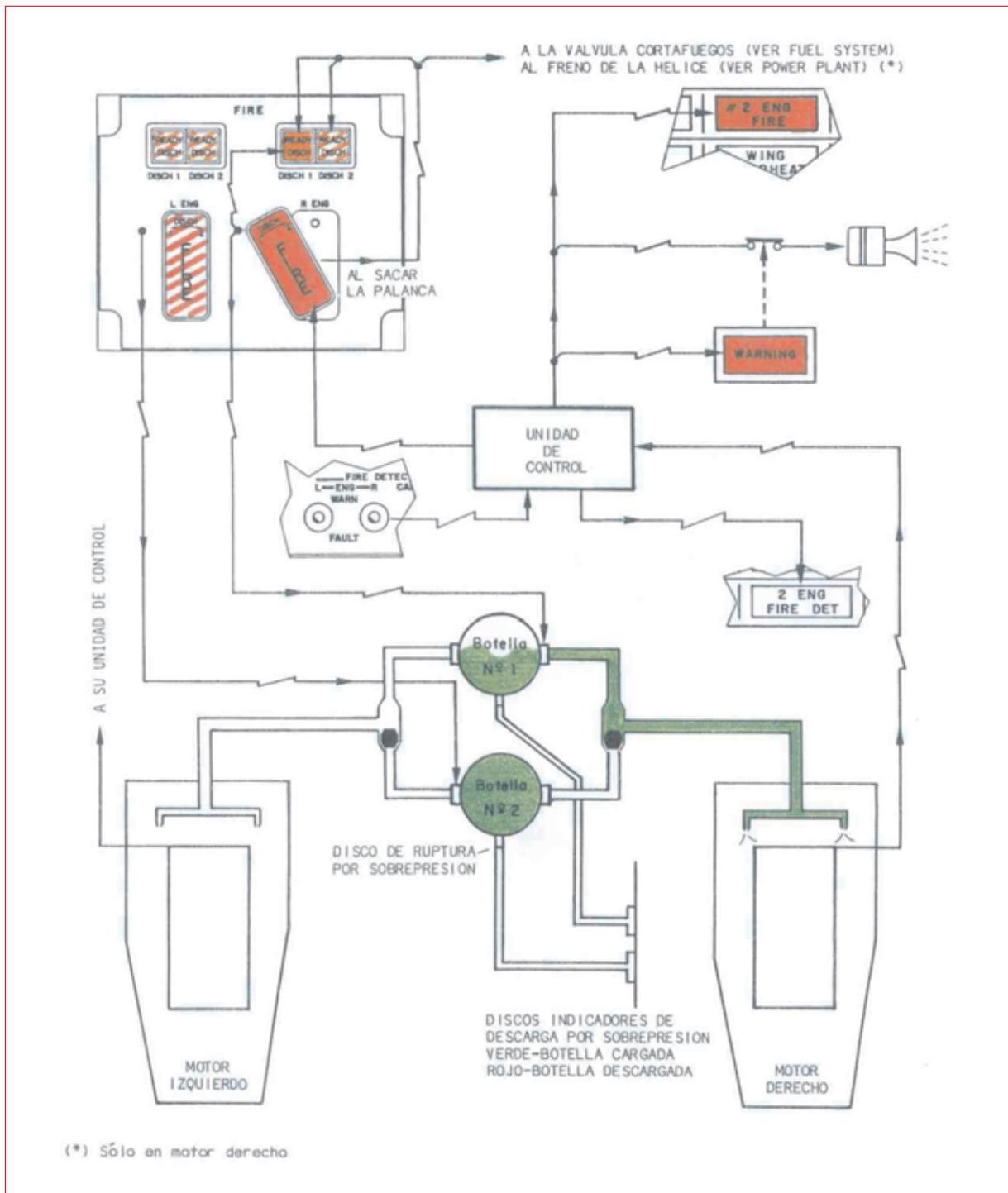


Figura 1.6.8.1. Esquema de funcionamiento del sistema de protección contra incendios en motor, Condición descrita en la figura: «FUEGO EN MOTOR DERECHO Y DESCARGA DE SU BOTELLA ASOCIADA (BOTELLA 1)».

Es importante reseñar que el movimiento de cualquier palanca cortafuegos en el sentido de tirar está protegido por un bloqueo que requiere que el piloto realice una doble acción coordinada: presionar con cierta fuerza el pulsador de bloqueo al mismo tiempo

que se tira de la palanca. De este modo, el diseño pretende evitar que el piloto pueda mover la palanca por descuido de modo irreflexivo o no intencionado mediante un único movimiento sencillo, debido a los importantes efectos que esa acción produce al cortar el combustible a un motor.

En el Anexo E se incluye la descripción completa de este sistema que aparece en el citado Manual de Operaciones del CN-235-200, Revisión 3 de 31-3-1992, junto a otro esquema del Manual de Operaciones del CN-235 de 31 de marzo de 1990 y a otro del Manual de Operaciones de la versión militar CN-235M, en idioma inglés.

Este último esquema de una de las versiones militares es especialmente confuso, ya que según su representación, al girar la palanca FH del motor izquierdo a la izquierda se produce la descarga de la botella 2 en el motor derecho (ver última página del Anexo E).

Cada botella del sistema extintor incluye también, al objeto de prevenir una condición de sobre-presión, un conducto de alivio con salida al exterior a través de un indicador de descarga de tipo «ruptura de disco» que se encuentra situado en la unión de la semi-ala derecha con el fuselaje. Si los indicadores son de color verde, quiere decir que el disco está intacto y no ha habido sobre-presión. En caso contrario, son de color rojo.

Como se ha indicado, el hecho de sacar una palanca cortafuegos provoca el corte de combustible al motor del lado de dicha palanca. Esto se realiza mediante la actuación de la válvula cortafuegos o «shutoff» de combustible, que se encuentra situada entre la caja colectora del depósito de combustible principal correspondiente y la bomba del motor correspondiente.

Esta válvula, que siempre se encuentra abierta en la operación normal del avión, puede cerrarse también a través del interruptor «Shutoff valve» que se encuentra en el panel de techo de la cabina de vuelo. El cierre de la válvula provoca el corte de combustible y la correspondiente parada del motor afectado.

1.6.9. *Tareas de mantenimiento de los sistemas de detección y extinción de fuego en los motores*

No existía un «Manual de Mantenimiento del Componente» para el cable detector de fuego, por tratarse de un elemento no reparable. El fabricante del cable detector de fuego, Kidde-Graviner, había emitido el documento «Maintenance Leaflet ML 010, Fire-ware Sensing Elements» que contenía sus recomendaciones para las inspecciones de estos elementos.

La versión de este documento que había sido usada por CASA para elaborar su documentación de mantenimiento databa de 1985. En ella se decía que las unidades de control digital minimizaban la probabilidad de falsos avisos debidos a una disminución de

resistencia como resultado de condiciones de fallo como el ingreso de contaminantes en los conectores.

También se indicaba que el elemento no tenía vida límite, y que su mantenimiento se realizaba en virtud del estado que presentase en cada momento («on condition»). Si el elemento detector mostraba síntomas de deterioro, se recomendaba que fuera reemplazado como medida de precaución.

Se aconsejaba realizar una inspección y una prueba operacional, consistente en medir el aislamiento (que debía ser al menos de 1 megaohmio a 250 V usando un equipo de chequeo adecuado) y la continuidad (que debía ofrecer una resistencia por unidad de longitud de cable de entre 6 y 11 ohmios por metro, o de entre 2 y 3.5 ohmios por pie), cada 1000 h de vuelo o 4 meses de calendario, lo que ocurriese antes, o bien en el momento más adecuado en el mantenimiento programado del avión o el motor.

Sin embargo, en el apartado de «DATA» de la «Maintenance Leaflet ML 010» (1985) se indicaba que la resistencia de aislamiento debía ser al menos de 20 megaohmios.

La última revisión de la «Maintenance Leaflet ML 010» de Gravier databa de octubre de 1990. En ella se habían modificado los intervalos recomendados de inspección, y en lugar de 1.000 h de vuelo o 4 meses para realizar una prueba del sistema, se recomendaba ahora hacerlo anualmente o en la siguiente revisión programada del avión o del motor.

A partir de estas recomendaciones, los fabricantes de aeronaves elaboraban su propio programa de mantenimiento recomendado. Sin embargo, esta revisión de la ML 010 seguía manteniendo la aparente discrepancia de requerir una resistencia de aislamiento mínima de 1 megaohmio a 250 V (en su página 3 de 8, epígrafe «Installation») y de 20 megaohmios a 250 V (en su página 4 de 8, epígrafe «Data» para los P/N D2370/xxx como los que equipaban al CN-235 accidentado).

El fabricante del elemento sensor confirmó en la investigación posterior al accidente que el valor correcto de resistencia de aislamiento mínima es de 20 megaohmios.

Otros tres aspectos muy importantes del mantenimiento del elemento detector de fuego según su fabricante, eran los siguientes:

1. Antes de la instalación de los conectores, debe comprobarse que el interior del acoplamiento está limpio, seco e intacto. La limpieza sigue un procedimiento específico detallado en la «Maintenance Leaflet ML 010» que incluye el uso de cepillo suave, alcohol, acetona o disolventes, y secado durante al menos 10 minutos o soplado con aire seco o nitrógeno para eliminar cualquier humedad en el conector.
2. Debe instalarse una arandela nueva (P/N D2004) cada vez que se monta el conector.

3. La tuerca («glandnut») del conector debe apretarse a un par predeterminado: 90 libras por pulgada (10,18 Nw × m), con una tolerancia de más o menos 10 lb por pulgada (1,13 Nw × m).

Según el documento de la «Junta de Revisión de Mantenimiento» («Maintenance Review Board» o MRB) de los modelos CN-235, los elementos de detección de fuego en el motor se inspeccionan cuando hay un cambio de motor o cada 600 h, y se les realiza una prueba funcional en las revisiones tipo C (cada 2.400 h).

Como se ha indicado en el punto 1.6.2 de este informe, la última revisión general de tipo 2C (4.800 H) se había realizado el 26-4-1999, a las 11.427 h de vuelo. La última revisión C (2.400 H) se había efectuado el 17-11-2000, con 13.521 h de vuelo, y esta revisión la había realizado EADS-CASA.

El sistema detector había sido inspeccionado posteriormente el 9 y el 17 de marzo de 2001 (revisión 2A, con «2A21 y 2A22») por Binter Mediterráneo.

El último caso de falso aviso de fuego en un motor reportado por las tripulaciones del operador se produjo en octubre de 2000 (ver apartado 1.18.1 de este informe) y en él se paró el motor siguiendo el procedimiento de fuego en un motor sin que hubiera más consecuencias.

Para la revisión tipo «C» se precisa el desmontaje de los elementos sensores P/N 51224-137 y 51224-127 y los mazos de cables P/N 51315-534 y 51315-518.

Para la revisión tipo «2A» se precisa el desmontaje de los mazos de cables P/N 51315-534 y 51315-518.

En cualquier caso, cada vez que se desmonta el capot inferior de motor por razones de mantenimiento, tanto programando como no programado, deben desconectarse los elementos sensores indicados.

El documento MRB incluía también una descripción de las tareas de mantenimiento asociadas al elemento sensor de fuego. La Tarea 26.002 «Functional Check: Fire Sensing Element» del MRB, Revisión 4 de 1-1-1997, «CN-235 Maintenance Task Analysis», indicaba en sus pasos «Step 6» y «Step 7», que se debía chequear la continuidad (erróneamente, ya que debería decir aislamiento) del electrodo central del elemento superior con respecto a su forro exterior, y que la resistencia debía ser mayor de 1 megaohmio.

El Manual de Mantenimiento del CN-235, preparado por CASA, Sección 26-11-00, revisión «Mar. 31/00» incluía un procedimiento de «AJUSTE/PRUEBA» del Sistema de Detección de Sobretemperatura e Incendios de Motor, en el cual se realizaban sendas pruebas de continuidad y aislamiento en los elementos sensores «utilizando un equipo de prueba Graviner ITEM 26-11-01», y «siguiendo las instrucciones del equipo de pruebas Graviner».

En la Sección 26-11-11 «DESMONTAJE/MONTAJE» (revisado Mar. 31/00) se indicaban los resultados que debían dar estas pruebas:

- El valor de la resistencia en continuidad debía oscilar entre 2 y 3 ohmios por pie.
- La resistencia de aislamiento debía ser mayor de 1 megaohmio.

Por tanto, se había incorporado el dato incorrecto que aparece en el epígrafe «Installation» de la «Maintenance Leaflet ML 010» de Graviner.

Además, en ninguna parte del Manual de Mantenimiento de CASA, ni siquiera en las páginas revisadas en mayo de 2002, se incluían en detalle los aspectos reseñados más arriba recomendados por Graviner como fabricante del equipo detector:

- Limpieza cuidadosa de los conectores.
- Sustituir las arandelas al montar los conectores tras mantenimiento.
- Apretar la tuerca a un par determinado (90 lbf x in).

El fabricante del avión informó que, si bien estos datos no estaban en el Manual de Mantenimiento en su revisión de «Mar. 31/00», se había proporcionado al operador la «Maintenance Leaflet ML 010» de Graviner en el momento de la entrega del avión, y estaba incluida en la Lista de Publicaciones aplicables del operador (Sección 3, de fecha Dic. 1/95). Además, el 31-8-2000 se había remitido un fax al operador en el cual, en respuesta a un Informe Preliminar de Incidente Técnico, se proporcionaban instrucciones adicionales encaminadas a detectar y eliminar los problemas de humedad, incluyendo limpiar y sellar el acoplamiento P/N 51417-101 y apretar la tuerca al par de entre 9 Nw x m y 11,3 Nw x m y frenarla de acuerdo a las instrucciones del Manual de Mantenimiento. En concreto, se decía en ese fax que el problema podía ser generado por humedad en el conector debido a la entrada de agua durante lluvia o lavado del avión, por lo que se sugería:

- a) Comprobar el cierre y estado de la junta del capot de motor;
- b) Comprobar el soporte P/N 35-75402-0101 por deformaciones y/o suciedad que ayuden a la acumulación de agua sobre el mismo;
- c) Limpiar y sellar si es necesario los bordes del acoplamiento P/N 51417-101, y
- d) Durante el lavado de avión, evitar el chorro directo a las aberturas del motor.

Por tanto, este fax no mencionaba explícitamente la «Maintenance Leaflet ML 010» de Graviner, y, aunque sí proporcionaba el valor adecuado de par de apriete, no incidía en los aspectos de limpieza cuidadosa (cepillo suave, alcohol, acetona o disolventes, y secado durante al menos 10 minutos o soplado con aire seco o nitrógeno para eliminar cualquier humedad en el conector) y de cambio de la arandela P/N D2004 cada vez que se instala el conector.

El operador de la aeronave informó, por su parte, que en sus registros de documentación no constaba la Leaflet ML 010 de Graviner, y que este documento no estaba refe-

renciado en el MRB ni en las hojas de análisis de tareas de mantenimiento editadas por el fabricante del avión, ni en sus manuales de mantenimiento.

El Departamento de Ingeniería del operador, editó el comunicado C.I.I 05/2000 con las instrucciones especificadas en el fax de CASA al Departamento de Producción que se remitieron a todos los técnicos de mantenimiento de la compañía operadora, para que observaran estas instrucciones en la ejecución de las tareas de mantenimiento hasta la introducción de las recomendaciones oportunas en los manuales de mantenimiento del avión.

1.6.10. *Descripción de los medios de evacuación de emergencia del avión*

El avión dispone de los siguientes accesos y salidas:

- Una puerta llamada en los manuales «puerta de pasajeros» en la parte trasera izquierda, que se usa como entrada normal del pasaje.
- Una puerta llamada en los manuales «puerta de tripulación» en la parte delantera derecha.
- Dos salidas de emergencia tipo III en la parte delantera izquierda y trasera derecha, respectivamente.
- Dos ventanillas practicables en la cabina de pilotos.

Todas estas puertas se actúan manualmente, mediante palancas de apertura y cierre. Las puertas de pasajeros y tripulación se cierran y bloquean mediante una palanca interior y otra exterior.

Cada una de estas puertas está sujeta a la estructura del avión por una bisagra continua en su parte inferior, que permite la apertura hacia el exterior del avión. Al abrirse, la puerta de pasajeros despliega sobre sí misma unos peldaños que la hacen servir como escalerilla de entrada o salida.

Las puertas se mantienen cerradas por medio de 4 pestillos laterales y de sendos ganchos superiores de sujeción. Existen unas ventanas de inspección a través de las cuales se puede comprobar visualmente el correcto bloqueo de los pestillos laterales cuando la puerta está cerrada y bloqueada.

Las salidas de emergencia tipo III son escotillas que pueden abrirse con un movimiento inicial hacia dentro del avión. Para ello, es necesario sujetar el asidero superior con una mano, girar la palanca de apertura hacia abajo, y tirar desde abajo de la escotilla hacia dentro del avión. Una vez totalmente desprendida de su alojamiento en el fuselaje, la ventanilla debe arrojarse al exterior del avión para que no entorpezca la evacuación de emergencia.

Hay un asiento para un tripulante de cabina de pasajeros en la parte delantera derecha, junto a la salida llamada «puerta de tripulación». Al ocupar el asiento delantero, el tripulante queda mirando hacia atrás del avión, de tal modo que puede observar en todo momento a los pasajeros.

En la zona delantera y trasera de la cabina de pasajeros existen sendos letreros, visibles desde el pasillo, con la palabra «SALIDA/EXIT» para indicar la localización de las salidas de emergencia. También existen señales de localización de la salida sobre las mismas escotillas y sobre las puertas. En todas ellas existen instrucciones en inglés y castellano de cómo abrirlas en caso de emergencia.

Los asientos de pasajeros fueron sometidos a ensayos de aterrizaje de emergencia (aceleraciones de 9 g longitudinales y 6 g verticales) durante la certificación de la aeronave.

1.7. Información meteorológica

El último pronóstico de aeródromo (TAF), de las 10:00 h, era viento de 310°, intensidad 15 kt, con cambio significativo del 30% de probabilidad de las 14 a las 18 h de vientos de dirección 140° y 12 kt de intensidad

A las 9:30 h, aproximadamente a la hora de salida del vuelo desde Melilla, el METAR de Málaga era viento de 290°, 17 kt, visibilidad ilimitada, nubes escasas a 5.000 pies, temperatura 22 °C, punto de rocío 14 °C y QNH 1016 Hpa.

A las 10:00 h, el METAR en Málaga era el mismo que media hora antes. A las 10:30 h, unos minutos después del evento, había variado ligeramente en cuanto al viento y temperaturas; el viento era de dirección 280°, intensidad 15 kt, la temperatura de 23 °C, y el punto de rocío de 15 °C.

Por otra parte, la grabación continua de dirección e intensidad del viento en la cabecera 32 de Málaga entre las 10:15 y las 10:20 h, daba una intensidad de entre 9 y 24 kt y de dirección entre 260° y 320°.

Las condiciones meteorológicas reinantes en cuanto a visibilidad y techo de nubes estaban en el intervalo de condiciones meteorológicas visuales (VMC), y con vientos relativamente constantes y de intensidad moderada.

1.8. Ayudas a la navegación

El Aeropuerto de Málaga (indicativo OACI LEMG) dispone de un sistema de ayuda instrumental al aterrizaje (ILS) en la pista 32. Este ILS, de indicativo GAA y frecuencia 109.9 MHz el localizador y 333,8 MHz la senda de planeo, es de Categoría I y dispone de una baliza intermedia («Middle Marker») de 75 MHz.

Además, la pista 32 dispone de un sistema de iluminación de aproximación de Categoría I y de 900 m de longitud. El sistema luminoso de indicación de pendiente de aproximación (PAPI) proporciona una pendiente de 3° de inclinación.

Las ayudas a la navegación estaban operativas y funcionaban correctamente el día del accidente.

1.9. Comunicaciones

En el trayecto de vuelo Melilla-Málaga la tripulación contactó con las siguientes dependencias de control en orden cronológico:

- Torre de Control de Melilla.
- Control de ruta de Sevilla.
- Control de Aproximación de Málaga.
- Torre de Málaga..

La aeronave contactó con la Torre de Melilla a las 9:27:57, hora local, solicitando la puesta en marcha de turbinas. La Torre de Melilla le autorizó la puesta en marcha y le facilitó la ruta que debían seguir una vez que despegaran, de la que tomó nota la tripulación de la aeronave.

A las 9:37:13, la aeronave solicitó permiso para rodar y se le autorizó a rodaje y alineamiento en la pista 33. A continuación, a las 9:39:03 se le autorizó a despegar por las pista 33.

Por último, a las 9:49:02, la Torre de Melilla realizó la última comunicación con la aeronave, indicándole que comunicara con Sevilla Control en la frecuencia 132,40 Mz.

Según declaración del controlador de la Torre de Melilla, no se observó nada extraño o anómalo en la operación de rodaje, despegue y la posterior transferencia a Sevilla de la aeronave EC-FBC.

En la fase final del vuelo la aeronave mantuvo comunicaciones con Control de Aproximación (APP) de Málaga y con la Torre (TWR) de Málaga.

El orden cronológico de las comunicaciones con estas dependencias de Málaga fue el siguiente:

A las 10:03:11 la aeronave contactó por primera vez en el vuelo con APP Málaga. APP Málaga les informó que tenía contacto radar y les indicó la pista prevista para la toma, el QNH y pidió que notificaran el descenso. La aeronave confirmó que había recibido la información.

A las 10:06:47 la aeronave informó que estaba preparada para el descenso y Málaga APP le autorizó a la aproximación ILS directa a la pista 32. La aeronave confirmó la recepción de la comunicación y solicitó recibir de nuevo el QNH, lo cual fue cumplimentado por APP Málaga.

Al cabo de 6 minutos y 58 segundos, a las 10:13:45 h, la aeronave indicó que se encontraba en seis millas en final.

A las 10:14:18 la aeronave contactó de nuevo con APP Málaga para informarles que estaban en corta final. APP Málaga le indicó que cambiara de frecuencia a 118,15 MHz para pasar a control de Torre de Málaga. Esta fue la última comunicación con Málaga Aproximación.

En la Torre Málaga existen 2 puestos de control. Cuando se indica Torre de Málaga, la comunicación se realiza con el controlador situado en la posición que autoriza despegues y aterrizajes (con esta posición es con la que se comunicó la aeronave accidentada) y cuando se refiere a Control de Rodadura, se trata del controlador que da las autorizaciones de puesta en marcha, y rodaje (esta posición no realizó comunicaciones con la aeronave accidentada).

Treinta y dos segundos más tarde, a las 10:14:50 h, la aeronave comunicó por primera vez con Torre de Málaga, indicando que llevaban fuego en un motor y declaraban emergencia. La Torre de Málaga autorizó inmediatamente a la aeronave a aterrizar y le informó que el viento era de dirección 300° y 20 kt de intensidad, y preguntó a continuación si necesitaban apoyo en tierra.

La aeronave respondió afirmativamente («pues, vale, estén preparados por si acaso»). Seguidamente, a las 10:15:15, Torre de Málaga comunicó con el Servicio Contra Incendios para informarles que la aeronave había declarado emergencia por fallo en un motor.

A las 10:15:35 Torre de Málaga informó a la aeronave que los servicios de emergencia estaban avisados, y ésta confirmó que había recibido dicha información.

A las 10:16:11 se establece comunicación entre el Control de Rodadura de Torre y el Servicio Contra Incendios. El Control de Rodadura les aclaró la cabecera por la que iba a entrar la aeronave (la 32) y a continuación les solicitó que se dirigieran hacia dicha cabecera porque creía que el avión había quedado fuera del recinto y no había llegado a la carretera.

Mientras el Control de Rodadura de Torre estaba en comunicación con el Servicio Contra Incendios, a las 10:16:21 h, la aeronave realizó la última comunicación con Torre Málaga, en la que transmitió: «Melilla, vamos sin motores».

En esta última comunicación existe un error por parte de la tripulación al referirse a la Torre de Málaga como Melilla.

A las 10:16:34 y en la frecuencia de emergencia 121,5 MHz comenzó a recibirse la señal de una baliza de emergencia, que correspondía a la aeronave accidentada.

A las 10:16:40 h, la Torre de Málaga contactó con APP Málaga por línea dedicada (caliente) para informar que no admitía tráfico y que la aeronave EC-FBC se acababa de estrellar. APP Málaga solicitó aclaración y la Torre Málaga les contestó que el aeropuerto estaba cerrado de momento debido a que la aeronave EC-FBC se había estrellado.

A las 10:19:04 el Control de Rodadura solicitó información al Servicio Contra Incendios de su situación, y éste le respondió que iban a salir por la carretera.

A las 10:21:04 el Servicio Contra Incendios comunicó con Control de Rodadura para informar que se necesitaban ambulancias, indicando que ellos pueden salir por la cabecera 32 y cruzar la carretera, pero que las ambulancias debería entrar desde una factoría cercana en sentido contrario, ya que la carretera en sentido Málaga estaba cortada.

1.10. Información sobre el aeródromo

El aeropuerto de Málaga, de acuerdo con el AIP a fecha del evento, se encuentra situado a 8 km al Suroeste de la ciudad, tiene actividad civil con administración de AENA y actividad militar del Ejército del Aire. El tránsito autorizado es tanto vuelo instrumental como visual, y el horario de operación es de 24 Horas. El servicio prestado para extinción de incendios es de categoría 8 de OACI (apto para aviones de longitud máxima de entre 49 m y 61 m y de 7 m de anchura máxima del fuselaje).

La elevación del campo es de 15,9 metros sobre el nivel del mar y cuenta con la pista 14-32, de 3.200 metros de longitud por 45 metros de anchura. En ambas cabeceras dispone de aproximación de precisión de Categoría I, con iluminación de 900 metros. La aproximación por la cabecera 32 no presenta ningún tipo de obstáculos.

En la fecha del evento había tres NOTAM's en vigor que afectaban al aeropuerto de Málaga, pero ninguno de ellos afectó al desarrollo del vuelo ni al evento.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave CASA CN-235-200 EC-FBC estaba equipada con los dos grabadores de datos preceptivos, de acuerdo con lo establecido en el Anexo 6 de OACI, y que de acuerdo con el Certificado de Tipo de la aeronave y su Certificado de Aeronavegabilidad son los que a continuación se describen:

1.11.1. *Registrador de Voces en Cabina (CVR)*

Era un registrador de voces en cabina (CVR) marca Fairchild Loral, modelo A100A, P/N 93 A100-80, S/N: 58523, con grabación de 30 minutos en cuatro canales audio.

Estos cuatro canales se distribuyen del siguiente modo:

Canal 1, Asiento de observador en cabina. En este canal se graba el audio recibido en auriculares y la señal del micrófono de auriculares o de máscara correspondientes al asiento plegable del observador situado en la entrada de la cabina de vuelo.

Canal 2, Copiloto. En este canal se graba el audio recibido en auriculares y la señal del micrófono de auriculares o de máscara correspondientes al asiento derecho de la cabina de vuelo.

Canal 3, Piloto. En este canal se graba el audio recibido en auriculares y la señal del micrófono de auriculares o de máscara correspondientes al asiento izquierdo de la cabina de vuelo.

Canal 4, Micrófono de área. En este canal se graba el sonido del ambiente de la cabina de pilotos.

Las grabaciones extraídas de los cuatro canales del CVR se encontraron de la siguiente manera: Canal 1, asociado al puesto de observador en cabina, aparentaba tener sólo ruido eléctrico; Canal 2, puesto del copiloto, aparentaba tener sólo ruido eléctrico; Canal 3, puesto del comandante, contenía una grabación con mucho ruido e incluía comunicaciones radio; Canal 4, micrófono ambiente, estaba saturado de ruido. Por ello fue necesario realizar diversos procesos de limpieza para recuperar las voces de fondo provenientes del micrófono ambiente.

Debido a este mal estado de las grabaciones extraídas del CVR, en los primeros intentos de transcripción y dado el estado de calidad de la grabación tal y como se extrajo, sólo se pudieron obtener las comunicaciones radio desde el avión y algunos avisos sonoros en cabina, concretamente de la grabación del Canal 3. Ninguna conversación entre los pilotos pudo ser identificada ni transcrita en las condiciones de la grabación y antes de un proceso minucioso de limpieza de la misma. Incluso después de la limpieza, en muchas conversaciones no se puede identificar con total certeza el piloto que está hablando, salvo en las comunicaciones radio, en las que comparando el sonido con la grabación de la torre de control se pudo conseguir esta identificación.

La sincronización de tiempos del CVR se ha hecho usando como referencia el reloj de tiempos de la transcripción de Comunicaciones. Por tanto los datos horarios que aparecen aquí son homogéneos y coherentes con todos los datos horarios del informe.

Con los primeros datos identificados de la grabación del CVR, se comprobó que el aviso acústico de fuego en un motor se produjo a las 10:14:06 h, 12 segundos antes de la última comunicación con Málaga Aproximación. Más tarde, y después de las comunicaciones radio con Torre en la que informaron que tenían fuego en un motor, a las 10:15:55 h se produjo el aviso de «mínimos» que se repitió dos veces y, 10 segundos más tarde, el aviso «glide slope» del sistema de aviso de proximidad al terreno o GPWS, que se repitió 15 veces durante un intervalo de 17 segundos. Coincidiendo con los dos últimos avisos de «glide slope», se produjo la última comunicación radio con la Torre en la que indicaban que iban sin motores. A las 10:16:31 h se cortó la grabación.

Posteriormente se procedió a la limpieza de la grabación para la recuperación de las conversaciones en cabina de entre el ruido y saturación de frecuencias de las grabaciones originales en el CVR. En el canal 2, donde se encontraban registrados 32 minutos y 20 segundos de grabación, apareció finalmente la conversación en cabina, presentando aún grandes dificultades para su transcripción dada la poca nitidez y calidad de la misma.

En los primeros 9 minutos de la grabación, la conversación en cabina discurre acerca de temas no relacionados con la operación. Desde el minuto noveno hasta el decimoquinto se encuentran pequeños retazos de conversación acerca de los vuelos programados a Casablanca, también sin relación directa con este vuelo. En los minutos siguientes, hasta el minuto 27 de la grabación, se escuchan solamente muy pequeños fragmentos de conversación, prácticamente imposibles de transcribir; aunque los indicios hacen presuponer que no tienen relación directa con los eventos posteriores del vuelo.

La transcripción por tanto se centró en los cinco últimos minutos de la grabación y por tanto del vuelo. Es decir, unos minutos antes del aviso acústico de fuego en un motor ya escuchado en la cinta sin limpiar. A continuación se enumera la secuencia de eventos obtenida del CVR:

10:12:00 h – El copiloto llama a Operaciones de Binter Málaga por la frecuencia de compañía. Comunica hora de salida de Melilla, personas a bordo, tiempo de llegada y solicita una buena coordinación para recuperar tiempo, ya que llevaban un retraso sobre horario. También piden número de parking. La comunicación duró 43 segundos.

10:13:46 h – El copiloto comunica con Málaga APP para informar que están a 6 millas en final.

10:14:06 h – Salta la bocina de fuego en un motor (que consta de 4 tonos y es específica de este aviso). En el mismo segundo el Comandante indica «tenemos fuego».

10:14:13 h – El comandante dice «parada de motor» y después «¡Más fuerte!».

10:14:18 h – El copiloto comunica de nuevo con Málaga APP para informar que se encuentran en corta final. Cuatro segundos más tarde, APP los transfiere a Málaga TWR en 118,15 MHz.

10:14:20 h – Suena una campana en cabina que parece corresponder con un aviso de altitud.

10:14:30 h – Hay una conversación en que se indica que no se apaga el aviso de fuego, se chequea el tiempo transcurrido, «10 segundos», se pide descarga y se responde «descargando» (se sobreentiende descarga de agente extintor sobre el motor afectado). A continuación se cuenta tiempo de nuevo.

10:14:45 h – Suena una campanilla en cabina que parece corresponder con el cambio de frecuencia radio.

10:14:47 h – Hay una conversación en la que mencionan el tiempo en apagarse, 40 segundos.

10:14:50 h – Comunican por primera vez con TWR de Málaga, informando que están en corta final, llevan fuego en un motor y declaran emergencia. TWR autoriza el aterrizaje en la pista 32, les da el viento y preguntan si necesitan apoyo en tierra. Contestan desde el avión: «pues... que estén preparados por si acaso».

10:15:06 h – Hay una conversación en cabina en la que se oye «¿Qué vas a hacer?» y luego «Tirar del otro», a lo que se responde «¡Tira del otro!», que parece corresponder con la intención de la descarga de la segunda botella de agente extintor.

10:15:13 h – Se escucha un «crack», que podría corresponder con la acción sobre una de las palancas FH, es decir, el sonido producido al sacar la palanca una vez presionado el pulsador de seguridad de la misma. Un segundo después se oye «descargo... también».

10:15:18 h – Se menciona con disgusto que hay un aviso de fallo de flap («El flap fail encima...») y se añade «Reseteo», y después «Ya está saliendo». Después se oye «Te bajo el tren ¿eh?» y se escucha el ruido de éste saliendo.

10:15:29 h – Se escucha una corta comunicación difusa de uno de ellos al otro en la que se menciona «darle para adelante», que podría corresponder con la acción sobre una de las palancas de potencia (PL) o de revoluciones de hélice (CL).

10:15:30 h – Entra la tripulante de cabina de pasajeros en cabina, manteniendo una breve conversación ininteligible con uno de los pilotos.

10:15:35 h – La TWR comunica que los servicios de emergencia están avisados.

10:15:55 h – Suena el primero de los dos avisos de «minimum» del GPWS.

10:15:56 h – Se escucha la primera de una serie de frases, entrecortadas por los avisos de «minimum» y «glide slope» del GPWS, en las que el PF se da cuenta que algo anormal está pasando y la aeronave está con escasa potencia de motores.

10:16:05 h – Siguen los avisos del GPWS «glide slope», que aproximadamente se repiten cada 1,5 segundos hasta 15 veces.

10:16:13 h – En las frases entrecortadas por los avisos del GPWS, se aprecia que la tripulación parece haber reconocido que los dos motores se han parado, y ya no tienen potencia. Se oyen las frases: «Pero ¿qué motor me has parado?», «No tengo torque», «Me has parado los dos».

10:16:21 h – El copiloto comunica a TWR «Melilla vamos sin motores».

10:16:27 h – Se escuchan expresiones que indican el inevitable impacto contra el suelo.

10:16:29 h – Se oye el ruido de los primeros impactos con postes de las balizas de aproximación.

10:16:31 h – Se interrumpe la grabación del CVR.

1.11.2. *Registrador de Datos de Vuelo (DFDR)*

Era un Registrador Digital de Datos de Vuelo o DFDR marca Fairchild Loral, modelo F-800, P/N 17 M 800-261, S/N 4045. El DFDR graba 28 señales analógicas correspondientes cada una de ellas a un parámetro distinto; 14 señales discretas de las cuales 11 corresponden cada una a un parámetro y 3 discretas que de forma combinada definen el parámetro comando del RA del TCAS; un bus digital para la fecha y el número de vuelo; y el tiempo transcurrido que genera el propio sistema a partir del contador de «cuadros» («frames» en inglés).

En total, el DFDR instalado en el avión del accidente grababa 43 parámetros.

De entre ellos, tres parámetros correspondían a magnitudes de cada uno de los motores (Par motor o «Torque», gasto de combustible o «Fuel Flow», posición de reversa o «Thrust Reverse») y dos a magnitudes de cada hélice (vueltas por minuto o RPM, y luz de rango beta o «Beta Light»).

El registrador no grababa la posición de ningún mando de vuelo en cabina de tripulación, ya que no es requerido por la normativa aplicable.

Por tanto, se hacía necesaria la obtención de otros datos comparables a los obtenidos del DFDR y que incluyesen información de la cabina de vuelo correspondiente a esos datos.

Por estos motivos se llevó a cabo un vuelo de prueba con una aeronave similar (ver apartado 1.11.3 de este informe). De estas pruebas de vuelo se extrajeron los datos desde

el DFDR, de características idénticas al de la aeronave accidentada, para que fuesen lo más homogéneos posibles con los estudiados del vuelo del accidente.

El Registrador de Datos de Vuelo modelo F800 graba la información de la aeronave durante las últimas 25 h de operación como máximo. La información se registra en una cinta magnética y el registrador cumple los requisitos de TSO-C51a, soportando 20.000 libras de carga por eje, impactos de 1.000 g durante 5 milisegundos y temperaturas de 1.100 °C durante una hora.

Se extrajeron con éxito los datos del registrador y se procedió a su análisis. Del estudio y análisis de esos datos se desprenden los siguientes resultados correspondientes al momento en que la aeronave alcanzó el terreno, a las 10:16:29, valor 0 de radioaltímetro.

La sincronización de tiempos del DFDR se ha hecho usando como referencia el reloj de tiempos de la transcripción de Comunicaciones. Por tanto los datos horarios que aparecen aquí son homogéneos y coherentes con todos los datos horarios del informe. En el Anexo F se presentan gráficos de la evolución de diversos parámetros en la última fase del vuelo.

1. La actitud en el momento de alcanzar el suelo fue de ángulo de cabeceo positivo, es decir morro arriba 6,7°, con una velocidad de 98,2 kt y con un rumbo magnético de 306,4°. En ese instante la aeronave alcanzó un valor de aceleración vertical de 1,762 g, planeó durante 1 segundo y volvió a impactar con el terreno alcanzando su aceleración vertical el valor máximo de 3,59 g, después de 1,125 segundos desde el momento en que se realizó el primer contacto. De estos datos se deduce que la aeronave realizó un primer impacto suave, se fue al aire de nuevo y realizó un segundo impacto con más fuerza.
2. En la toma, ambos motores del avión estaban parados. Esta información se obtuvo de los parámetros de revoluciones de hélice, par motor («torque») y consumo de combustible («fuel flow»).

Se observa que el motor n.º 1 o izquierdo se paró en primer lugar. El primero de sus parámetros en disminuir fue la indicación de revoluciones de la hélice, que alcanzó un valor de 12,6% del máximo a las 10:14:21 h, permaneciendo constante hasta el final del vuelo. El valor de 12,6% de las revoluciones es el valor mínimo al que está tarada esa variable en la lista de parámetros de la Unidad de Adquisición de Datos de Vuelo (FDAU).

A las 10:14:16 h, cuando se inicia la caída de revoluciones, se produce un pico en el «torque» para a continuación disminuir hasta sus valores mínimos en 5 segundos. El flujo de combustible aún permanece estable durante 2 segundos más (10:14:17 y 10:14:18), hasta que se produce un pico en el segundo siguiente y comienza a disminuir a continuación. Desde el instante en que la indicación de revoluciones de hélice empieza a disminuir, a las 10:14:16 h, hasta que el consumo de combustible alcanza

valores del orden de 0, a las 10:14:25 h, pasan 9 segundos. En el momento en que empiezan a disminuir las revoluciones de la hélice, los valores de algunos de los parámetros del registrador son los siguientes:

RPM1 = 74,3%
TORQ1 = 74,2 lb-ft
FUEL FLOW1 = 244 lb/hr
ALTITUD = 1698 ft
RUMBO = 308,7°
AIRSPEED = 161,5 kt

A continuación, a las 10.14:18 h, se observa que en el motor derecho se produce un incremento de los valores de par y consumo de combustible que se corresponde con un incremento de la demanda de potencia.

A las 10:15:15 h, se inicia la disminución simultánea del consumo de combustible y del par del motor derecho o n.º 2 (ver Gráfico 2 en el Anexo A). Este descenso dura 26 seg en el caso del par y 27 seg en el caso del gasto de combustible, hasta que se alcanzan valores próximos a cero a las 10:15:41 h y 10:15:42 h respectivamente. En este motor las revoluciones de la hélice comenzaron a disminuir en último lugar, en concreto a las 10:15:37 h, 22 segundos después de que se iniciara la disminución del «torque» y del «fuel flow», y se mantuvieron en un valor del 80% durante 12 segundos hasta caer bruscamente al valor inferior de 12,6%.

En el momento en que empiezan a disminuir el «torque» y el fuel flow del motor n.º 2, los valores de algunos de los parámetros del registrador eran los siguientes:

RPM2 = 90,4%
TORQ2 = 133,8 lb-ft
FUEL FLOW2 = 359 lb/hr
ALTITUD = 890 ft
RUMBO = 311,3°
AIRSPEED = 166,7 kt

Comparando la parada del motor n.º 1 y la del motor n.º 2 se observa que hay una evolución y comportamiento diferente en los parámetros de un motor y otro. En el registrador de datos de vuelo no se dispone de datos de la posición de las palancas de control de revoluciones de hélice («Condition Lever», CL) y de control de potencia de motor («power lever», PL), y por tanto no se podía identificar de qué modo habían ocurrido o se habían realizado las paradas de los motores.

En consecuencia, se solicitó ayuda al fabricante de la aeronave y al Ejército del Aire español para realizar una prueba en vuelo con una aeronave del mismo tipo para identificar el comportamiento de parada del motor con distintos sistemas de corte.

1.11.3. *Datos del Vuelo de Prueba extraídos del DFDR*

El día 9 de septiembre de 2001 se realizó una prueba en vuelo durante 2 horas y 40 minutos con la aeronave CN-235, S/N 34, del mismo tipo y perteneciente al Ejército del Aire. La aeronave tenía un peso de aproximadamente 11.500 kg con una cantidad de combustible de 3.600 libras.

Las condiciones meteorológicas previas al vuelo eran:

- QNH: 1.014 hPa
- Temperatura: 27 °C
- Viento: 330°/15 kt

El objetivo del vuelo era comprobar cómo se comportaban los distintos parámetros del motor al pararlo con diferentes actuaciones sobre los mandos. Para ello también se efectuó una grabación en video de la cabina de vuelo con las acciones sobre los controles de motor e indicaciones de los instrumentos.

El vuelo se realizó siguiendo el siguiente esquema:

1. **Despegue.** El despegue se produjo a las 17:34 hora local desde la pista 23 de la Base Aérea de Getafe. Previamente se puso en marcha el DFDR y se realizaron las pruebas normales de motor y mandos.
2. **Comprobación de datos de motor en régimen de ralentí de vuelo-«flight idle».** Se estabilizaron ambos motores comprobando que tenían un comportamiento normal. La comprobación se realizó para dos valores de las revoluciones de la hélice, del 100% y del 90%. El resto de los parámetros en ambas comprobaciones tenían los siguientes valores:
 1. Flaps = 0°
 2. Tren arriba.
 3. Altitud = 3.000 ft.
 4. Velocidad Indicada = 160-170 kt.

Los valores que se registraron fueron el «torque», la temperatura del motor, las revoluciones de la hélice, las revoluciones del generador de gas, y el «fuel flow».

3. **Verificación de las RPM de las hélices.** En este caso, se comprobaron los valores de las revoluciones para un «torque» de 50 lb-ft. Se hicieron las comprobaciones para revoluciones de la hélice de 90% y 100%.
4. **Ensayos de corte del motor en vuelo.** Se realizaron los siguientes ensayos en vuelo:

- A. Con flap 0°, tren arriba, a una altitud de 3.000 ft, una velocidad de 165 kt, «torque» o par motor de 140 lb-ft y 90% de revoluciones de la hélice, se llevó la CL del motor derecho a la posición de «Fuel Off» o corte de combustible.
- B. Con flap 0°, tren arriba, a una altitud de 3.000 ft, una velocidad de 165 kt, «torque» de 140 lb-ft y 90% de revoluciones de la hélice se cortó el motor derecho tirando de la palanca de corte de combustible por emergencia o palanca cortafuegos («Fire Handle», FH).
- C. Con flap 0°, tren arriba, a una altitud de 3.000 ft, una velocidad de 165 kt, «torque» de 50 lb-ft y 90% de revoluciones de la hélice se llevó la CL del motor derecho a «Fuel Off».
- D. Con flap 0°, tren arriba, a una altitud de 3.000 ft, una velocidad de 165 kt, «torque» de 50 lb-ft y 90% de revoluciones de la hélice se cortó el motor derecho tirando de la FH.
- E. Con flap 0°, tren arriba, a una altitud de 5.000 ft, una velocidad de 165 kt, «torque» de 50 lb-ft y 90% de revoluciones de la hélice se llevó la CL del motor izquierdo a «Fuel Off».
- F. Con flap 0°, tren arriba, a una altitud de 5.000 ft, una velocidad de 165 kt, «torque» de 50 lb-ft y 100% de revoluciones de la hélice se llevó la CL del motor izquierdo a «Fuel Off».
- G. Con flap 0°, tren arriba, a una altitud de 5.000 ft, una velocidad de 165 kt, «torque» de 50 lb-ft y 90% de revoluciones de la hélice se cortó el motor izquierdo tirando de la FH.
- H. Con flap 0°, tren arriba, a una altitud de 3.000 ft, una velocidad de 165 kt, «torque» de 50 lb-ft y 90% de revoluciones de la hélice se llevó la CL del motor derecho a la posición «Start», se esperó unos segundos y a continuación a «Fuel Off».
- I. Con flap 0°, tren arriba, a una altitud de 3000 ft, una velocidad de 165 kt, «torque» de 140 lb-ft y 90% de revoluciones de la hélice se cortó el motor izquierdo tirando de la FH, se esperó 15 segundos y se redujo la PL del motor derecho a 120 lb-ft hasta reducir la velocidad a 120 kt.

5. Aterrizaje. Se realizó en aterrizaje en el aeropuerto de Getafe con normalidad.

6. Ensayo de corte de motor en tierra. Se realizaron las siguientes pruebas en tierra:

- A. Con flaps 0°, tren abajo y en tierra, avión parado, «torque» de 140 lb-ft y máximas revoluciones de la hélice se paró el motor izquierdo tirando de la FH.
- B. Con flaps 0°, tren abajo y en tierra, avión parado, «torque» de 140 lb-ft y máximas revoluciones de la hélice se paró el motor derecho tirando de la FH.

A continuación se realizó la extracción del registrador de datos de la aeronave para analizar los parámetros registrados durante el vuelo de pruebas.

Se realizó la representación gráfica de los únicos parámetros de motores grabados en el DFDR de motores: el gasto de combustible, el par y las revoluciones de la hélice, para cada una de las pruebas realizadas en vuelo. Por otro lado, se realizó una representación gráfica con esos mismos parámetros en el caso de la parada de los motores de la aeronave CN-235, de matrícula EC-FBC en la que se produjo el accidente.

En los gráficos 3 y 4 del Anexo A se muestran los resultados de las pruebas que presentaban mayor coincidencia con los que corresponden a los motores de la aeronave accidentada (prueba 4 H y prueba 4 I).

La parada del motor izquierdo, que se produjo en primer lugar, del vuelo del accidente tiene la mayor coincidencia con la prueba en que las condiciones de vuelo eran las siguientes:

- Las revoluciones de la hélice eran del 90%.
- El par motor o «torque» era de 50 lb-ft.
- La velocidad era de 165 kt.
- El corte del motor se realiza llevando la CL a «Start», esperando unos segundos y a continuación a «Fuel Off».

En dicha prueba los valores de «torque» y de «fuel flow» comienzan a disminuir a los 3 segundos de tirar de la CL y alcanzan valores próximos a 0 a los 6 segundos para el «torque» y a los 14 segundos para el «fuel flow». Las revoluciones de la hélice alcanzan el valor inferior de 12,6% a los 6 segundos.

La parada del motor derecho del vuelo del accidente tiene la mayor coincidencia con la prueba en que las condiciones de vuelo eran las siguientes:

- Las revoluciones de la hélice eran del 90%.
- El par motor o «torque» era de 140 lb-ft.
- La velocidad era de 165 kt.
- El corte del motor se realiza tirando de la FH.

En este caso los valores de «torque» y «fuel flow» comienzan a disminuir a los 2 y 3 segundos, respectivamente, de haber tirado de la FH y alcanzan valores próximos a cero a los 30 seg en el caso del «torque» y 31 seg en el caso del «fuel flow». Las revoluciones de la hélice alcanzan el valor de 12,6% a los 37 segundos.

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

La primera huella de impacto de la aeronave se encontró en una baliza del sistema de luces de aproximación Categoría I, tramo de 300 metros intermedio, entre las barras transversales tercera y cuarta. Concretamente en la baliza izquierda del par de luces de

eje, que se encuentra ubicada a una distancia de 538 metros del umbral de la pista 32. Este impacto se produjo con el estabilizador horizontal derecho y antes de que la aeronave hubiese llegado a tocar el suelo.

Unos metros más adelante impactó con el terreno la parte inferior y trasera del fuselaje. A continuación aparecen en el terreno las huellas de las ruedas del tren principal de aterrizaje, que más adelante desaparecen en dos tramos de unos 5 metros: El primero a 20 metros del inicio de las huellas, por un leve descenso del terreno y el escaso peso apoyado en tierra que aún tenía la aeronave. El segundo tras la tercera barra transversal de luces situada a 448 metros de la cabecera, debido al bote de la aeronave producido por la pequeña elevación del encastre de esta barra de balizas.

En esta parte inicial del recorrido de la aeronave por el terreno, se llevó con el plano derecho dos pares de luces de eje del sistema de luces de aproximación, quedando huellas claras de estos impactos en el borde de ataque del plano derecho y hélice derecha. En el impacto con los postes de la tercera barra transversal de luces, de 6 más 6 balizas junto con las 2 balizas centrales, perdió la carena de morro y algunas pequeñas piezas de la zona delantera e inferior del avión.

Más allá de la tercera barra transversal de luces, el plano derecho aún impactó con la baliza izquierda del par de luces de eje situadas a 30 metros de esta barra. A partir de este punto no colisionó con más balizas del sistema de luces de aproximación, ya que la trayectoria que seguía la aeronave por el terreno se iba desviando a la izquierda del eje de pista y la separación del eje de luces era mayor que la semi-envergadura de la aeronave, (ver croquis del impacto y huellas en Anexo B).

Más adelante en su recorrido y cuando las huellas de las ruedas del tren principal ya eran más acentuadas, a unos 150 metros del impacto con la primera baliza, contactó con el suelo la rueda de morro, recorriendo unos 10 metros antes de desprenderse la pata de morro del tren de aterrizaje junto a sus compuertas. A partir de este punto la aeronave deslizó sobre la parte inferior delantera del fuselaje y las ruedas del tren principal.

Las huellas sobre el terreno dejadas por las ruedas del tren principal son suaves en la primera parte del recorrido, hasta la tercera barra transversal de luces, sin erosión del terreno ni agrupamiento de tierra. Esto indica que hubo rodadura de neumáticos sin indicio alguno de acción de frenado. En la segunda parte del recorrido después de rebasar la tercera barra de luces, las huellas son más pronunciadas, es decir profundas, pero continúan sin erosión hasta la pérdida de la pata de morro, y sin indicios de frenada de los neumáticos. En los últimos metros la huella del avión corresponde a toda la parte inferior del fuselaje, aparece entonces erosión del suelo como consecuencia de roturas en el recubrimiento del fuselaje y sigue sin haber indicios de frenada.

La falta de huellas de frenado pudo deberse a una acción continua del sistema «antis-kid» de los frenos provocada por la muy baja adherencia del suelo compuesto por tierra suelta que obligaba a que el par de frenado aplicado por el sistema fuera bajo.

Al final de su recorrido por el terreno la aeronave se llevó la valla de cerramiento de las luces de aproximación y a continuación impactó contra el talud sobre el que se asienta la autovía N-340, elevada 1,5 metros aproximadamente sobre el terreno anterior por el que avanzaba la aeronave.

El morro de ésta impactó con la valla de protección de la carretera y penetró en la calzada de la autovía hasta invadir completamente los dos carriles exteriores en sentido Málaga, donde quedó detenida.

Este último impacto contra el terraplén de la autovía y la plataforma de hormigón y asfalto de la propia autovía, produjo en la aeronave los mayores daños estructurales, ya que arrugó hacia atrás y segó la parte delantera e inferior del fuselaje, llegando la deformación en altura hasta casi el piso de la cabina de pasajeros y hacia atrás hasta la zona del tren de aterrizaje principal, que viene a ser la mitad de la longitud de la cabina de pasajeros.

También se produjo inmediatamente antes de este último impacto la rotura parcial del fuselaje en una sección situada debajo del encastre del ala, entre las cuadernas 18 y 20, pero las dos partes no llegaron a separarse conservando su posición relativa; así como una arruga en la parte delantera del fuselaje entre la cabina de vuelo y de pasajeros, cuaderna F10.

Desde la primera huella de impacto con las luces de aproximación, prácticamente alineada con el eje de pista, la aeronave recorrió unos 220 metros, y quedó detenida a unos 318 metros del umbral de la pista 32 del Aeropuerto de Málaga y a 25 metros a la izquierda del localizador o prolongación del eje de pista.

Las primeras huellas del impacto encontradas indican que el ángulo de la trayectoria de descenso de la aeronave en el momento del impacto contra las luces de aproximación y el terreno era suave y del orden de 3 a 6° aproximadamente. En este primer impacto la aeronave estaba sobre la prolongación del eje de la pista 32 y la trayectoria rectilínea de la aeronave en el suelo presentaba una desviación de unos 5° a la izquierda, respecto a la dirección de la pista.

Las huellas de los sucesivos impactos con los postes de las balizas de aproximación quedaron claramente marcadas en el estabilizador horizontal derecho, las palas de las hélices, morro del fuselaje y borde de ataque de ambos planos, izquierdo y en mayor medida en el derecho.

Las huellas de impactos en la hélice izquierda, principalmente su posición alineada sobre algunas de sus palas, indican que ésta se encontraba abanderada y prácticamente no giraba. Sobre la hélice derecha la distribución de las huellas de impactos indican sin embargo que esta otra hélice se encontraba girando en molinete.

Los motores no presentaban grandes daños externos por impactos, excepto una deformación en la entrada de aire del motor izquierdo y un pequeño desplazamiento de éste en su bancada, por el impacto de una baliza casi centrado en el eje del motor.

No se encontraron indicios de fuego en góndolas de motores ni en otras zonas de los restos de la aeronave. Las botellas extintoras de fuego en motores se examinaron y se encontró que ambas estaban descargadas.

Los investigadores no consiguieron llegar al lugar del evento antes de que los restos de la aeronave fuesen movidos desde el lugar donde habían quedado detenidos unos metros hacia atrás en la trayectoria seguida por la aeronave. Esta operación se realizó para dejar despejada la Autovía N-340 y restablecer la circulación. Se efectuó con la ayuda de una grúa y no se produjeron aparentemente nuevos daños, aunque este hecho dificultó y pudo alterar la información relativa a los restos de la aeronave, respecto a la que realmente se podía haber obtenido retrasando o evitando este desplazamiento.

1.12.1. *Datos de instrumentos y posición de mandos en cabina*

En el panel de techo de cabina de vuelo se encontraron saltados los siguientes cortacircuitos o «circuit breakers»:

- Del panel de «Avionics 1», los de ALTITUD PRESEL y de ALTI CODER.
- Del panel «Battery Bus 1», ninguno.
- Del panel central «Miscellaneous», los de «Air Conditining» WARN 1, Fuel Qty R y el VM.
- Del panel «Battery Bus 2», el de «Fire Protection» L EXTN, y el PROP BETA.
- Del panel de «Avionics 2», los de WXR y VG.

Todos ellos parecían bien consecuencia del impacto, bien consecuencia de las labores de rescate de la tripulación, pero no tenían relación aparente con el evento.

En el panel de techo la posición de los interruptores estaba como se indica a continuación:

- «Ice protection A.O.A. R»: pulsado.
- Alimentación «A.C. Inverters»: pulsado el 2. Los amperímetros de GEN BUS indicaban el izquierdo 100 amp y el derecho 0 amp.
- «Hydraulic Syst» puestas las bombas 1 y 2.
- «Air conditioning» puestas los PCKG 1 y 2 y los ventiladores de recirculación.
- «Fuel System»: puestas las 2 bombas Press Xfer y las dos válvulas SHUTOFF en posición Abiertas. Los selectores de indicación de combustible puesto el izquierdo en posición AUX y el derecho en posición MAIN.

- Presurización en «Auto».
- Luces de aterrizaje puestas.

Palancas de FIRE, FH, tiradas y giradas a la izquierda las de los dos motores L y R.



En el panel de arranque de motores, el interruptor engine Start, los selectores y botones estaban en posición neutral, correspondiente a vuelo normal, indicando que no se había iniciado el intento de arranque de ninguno de los dos motores.

La posición de los interruptores estaba en su mayoría en las posiciones de vuelo, excepto la posición de las palancas FH, que indicaban motores

parados por corte de combustible y descarga de los dos extintores, uno en cada uno de los motores.

En los paneles centrales, de CM1 y de CM2, la mayoría de indicadores se habían ido a cero, como ocurrió con todos los indicadores de motores («Torque», ITT, NP, NG, FF, y las temperaturas y presiones del aceite de la hélice y de los motores) excepto algunos que a continuación se indican:

- Indicador de velocidad del CM 1 marcaba 300 kt, y el del CM 2 marcaba 350 kt.
- Ángulo de ataque del CM 1, que indicaba 17°, y del CM 2 que indicaba 18°.
- Altimetros indicando 1.100 pies con un QNH puesto en 1016 hPa.

En el panel central, la palanca del tren de aterrizaje estaba en posición de bajado y los flaps en posición de Aproximación (15°).

En el pedestal las palancas de Potencia de Motores, PL, y de Revoluciones de Hélices, CL, se encontraron en posición adelantada, correspondiendo a máximas rpm.

Las PL se encontraban sin fricción en su movimiento y desconectadas de la cadena de mando. Las CL estaban bloqueadas de modo que no podían moverse, y también desconectadas de la cadena de mando. Ambas PL y CL se encontraban con el ajuste de fricción en la posición mínima. Su posición era incongruente y parecía consecuencia del impacto o bien de las tareas de rescate de la tripulación.

El botón «Flight Idle Solenoid Override» no estaba pulsado, como corresponde a operación normal ya que previene del retraso inadvertido en vuelo de las PL por debajo de la posición de ralentí en vuelo («flight idle»).

El botón «PROP SYNC» estaba pulsado en posición activado, normal de vuelo y que actuaba en un rango aproximado de más o menos 0,5% Np para sincronizar las revoluciones de ambas hélices.

El botón de «torque» constante, CTHS, estaba en posición OFF o sistema desconectado, como corresponde para aproximación y aterrizaje. El botón APR («automatic power reserve») estaba sin presionar, es decir desconectado, como corresponde a las fases de aproximación y aterrizaje.

En el panel de abanderado de hélices «Feather Syst», situado en la visera entre los paneles de luces de avisos («warnings» y «cautions», todos los botones estaban posición neutral, indicando que el sistema estaba desactivado.

1.13. Información médica y patológica

1.13.1. Tripulación de cabina de vuelo

Ambos miembros de la tripulación de cabina de vuelo de la aeronave habían tenido un período de descanso superior o igual a 48 horas antes del inicio de su actividad de vuelo el día 29 de agosto. Desde el inicio de actividad y hasta el momento del evento habían transcurrido 3.17 h. Por tanto se puede considerar que la tripulación se encontraba físicamente descansada.

La rotura y segado de la parte delantera e inferior del fuselaje no llegó a afectar al piso de la cabina de vuelo, pero debido al arrugamiento y compresión hacia atrás por este mismo impacto final, quedó afectado el espacio de esta cabina en sentido longitudinal y vertical, aprisionando las extremidades inferiores de los pilotos contra el panel de instrumentos delantero. Además la arruga del fuselaje en la cuaderna F10 comprimió los asientos de pilotos hacia delante, en mayor medida el asiento izquierdo del comandante. El asiento del piloto tenía rota una de sus cuatro sujeciones al suelo.

La información recogida del rescate en los momentos posteriores al evento indica que el comandante había golpeado con su cabeza la ventana delantera, esto pudo ser debido a la rotura parcial de su asiento y/o a que no llevase puesto el atalaje de hombros, o bien a que estuviesen flojas las cinchas de hombros.

1.13.2. TCP y pasajeros

La tripulante de cabina de pasajeros, sentada en la parte delantera derecha de la cabina de pasajeros y mirando hacia atrás, quedó aprisionada por las filas de asientos delanteras, que se desprendieron de sus alojamientos y los pasajeros sentados en ellos.

Tanto la cabina de pasajeros como la de vuelo quedaron afectadas por deceleraciones verticales en el impacto inicial contra el terreno del orden de 4 g de acuerdo con los datos grabados en el DFDR antes de que éste quedase inutilizado. El orden de estos valores no debería en principio haber producido lesiones de gravedad. Sin embargo, después de que el DFDR dejó de grabar el avión y sus ocupantes siguieron estando sometidos a aceleraciones cuya magnitud ha sido estimada por diversos medios (ver puntos 1.16.6.2 y 1.16.6.3). La mecánica del choque con el terraplén y la plataforma de hormigón y asfalto situada en su parte superior fue el factor determinante que produjo los graves daños personales del accidente.

Los portaequipajes situados encima de las cabezas de los pasajeros se encontraron parcialmente descolgados, aunque parece, según los indicios recogidos, que fue una consecuencia posterior de las labores de rescate.

Algunos asientos que se mantenían anclados presentaban roturas en sus patas delanteras por compresión y cizalladura. Los daños estructurales de la parte inferior del fuselaje, provocaron el desprendimiento de dos filas de asientos delanteros en el lado derecho y cinco en el lado izquierdo, por el segado de las vigas longitudinales y angulares de empalme que constituyen la estructura portante de los carriles a los que van anclados los asientos. Los cinturones de todos los asientos de pasajeros se encontraron en buen estado y resistieron los impactos.

Se ha confirmado que no hubo comunicación de la emergencia a los pasajeros: No lo comunicó la tripulación de cabina de vuelo a la tripulante de cabina de pasajeros, y no se comunicó por megafonía («public address» o PA) a la cabina de pasajeros. No obstante la cabina de pasajeros estaba ya asegurada para el aterrizaje; si bien la comunicación de advertencia para un aterrizaje de emergencia hubiera podido servir para que los pasajeros adoptasen la postura de defensa como preparación para el aterrizaje de emergencia.

1.14. Incendio

Se ha comprobado que no se produjo incendio ni sobre-temperatura en las góndolas de los motores durante el vuelo. Tampoco se inició fuego en ninguna parte de la aeronave durante ni después del impacto contra el terreno, aunque como consecuencia del mismo y de las consiguientes roturas en la aeronave se produjo una ligera pérdida de combustible de las tuberías de alimentación del plano izquierdo.

1.15. Supervivencia

Los Servicios de Emergencia del Aeropuerto fueron alertados por el controlador de Torre a las 10:15:15 h, poco después de la comunicación de emergencia de la tripulación, y mas de un minuto antes del impacto de la aeronave con el terreno, a las 10:16:29 h.

El Servicio Contra Incendios (SCI) había desplegado sus medios y tenía ya colocados tres vehículos con su dotación en el margen izquierdo de la pista cuando la aeronave llegó al suelo. Desde su posición pudieron ver donde caía la aeronave y acudieron rápidamente a la cabecera de la pista 32. A los pocos segundos se les unió un cuarto vehículo que se encontraba cubriendo otro servicio en el momento de activarse la alarma.

Por los datos disponibles recogidos del aeropuerto, se estima que entre 2 y 3 minutos después del impacto llegaron a la valla perimetral del aeropuerto los 4 vehículos del SCI, y encontraron entonces alguna dificultad para cruzar la autovía, ya que el tráfico en sentido de salida de Málaga seguía circulando. La ambulancia del Aeropuerto salió para el lugar del accidente cinco minutos después del impacto.

Posteriormente acudieron dotaciones de bomberos de Torremolinos y Málaga. De acuerdo con las informaciones recopiladas, los bomberos de Málaga recibieron el aviso un minuto después del impacto y tardaron en llegar al lugar del evento unos 7 minutos. En los momentos posteriores al impacto también acudieron al lugar tres trabajadores de la Dirección General de Carreteras que se encontraban en la zona y que parece ser que fueron los primeros en auxiliar a los ocupantes de la aeronave.

El rescate y evacuación de los pasajeros y tripulación quedó dificultado por las deformaciones estructurales del fuselaje y la acumulación de las filas de asientos delanteras desprendidas y amontonadas en la parte delantera de la cabina de pasajeros.

Las puertas o salidas de emergencia, de acuerdo con los testimonios recogidos sobre los primeros momentos del rescate, presentaban grandes dificultades para ser abiertas desde dentro. Un pasajero desde el interior logró abrir la salida de emergencia trasera derecha y por ella salieron del avión unos 25 pasajeros bien por sus propios medios o con la ayuda de las personas que acudieron en su auxilio.

El rescate y evacuación de los pasajeros de las filas delanteras fue más difícil y lento. Los bomberos ampliaron la rotura lateral del fuselaje para intentar sacar los asientos amontonados en la parte delantera de cabina y dejar libres a todos los pasajeros, antes de poder concluir la evacuación de éstos.



Cuando los investigadores llegaron al lugar del evento se encontraban abiertas, además de la salida de emergencia trasera derecha, las dos salidas delanteras (la puerta derecha de tripulación y la salida de emergencia izquierda) y permanecía cerrada y atascada la puerta de pasajeros trasera izquierda, que no pudo ser abierta pese a que se intentó.

El rescate de los pilotos, ambos heridos graves, fue aún más difícil. Además de abrirse las ventanillas laterales de cabina de vuelo, pequeñas para la evacuación de personas heridas gravemente, se intentó abrir un boquete en el techo y por encima de las ventanillas delanteras, pero resultó ser una estructura difícil de penetrar y se abandonó el intento.

Posteriormente a la evacuación de todos los pasajeros se procedió a la evacuación de los pilotos desde la cabina de pasajeros.

Aunque los datos recogidos, en relación con los tiempos de llegada de los servicios de rescate y los tiempos de evacuación de los pasajeros, son escasos y de poca precisión, se estima que antes de los diez minutos después de ocurrido el evento habían acudido al lugar numerosos efectivos y dotaciones de rescate y habían logrado abandonar los restos de la aeronave, bien por sus propios medios o con ayuda exterior, más de la mitad de los pasajeros y se habían asegurado los restos contra el incendio posterior de los mismos. Asimismo, se estima que antes de los veinte minutos después del evento se había completado la evacuación de los heridos o bien se encontraban atendidos en el interior, como parece ser el caso de los pilotos.

Los pasajeros heridos y fallecidos se encontraban sentados en las filas delanteras de asientos que se desprendieron como consecuencia de la deformación y rotura de la parte inferior del fuselaje delantero. No se encontraron cinturones rotos a consecuencia del impacto.

En cuanto a los esfuerzos a los que estuvieron sometidos los asientos y cinturones, en el apartado 1.16.6.3 se describe el estudio realizado y la aproximación a la que se ha llegado en cuanto a inercias y aceleraciones.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. *Desmontaje e inspección de hélices*

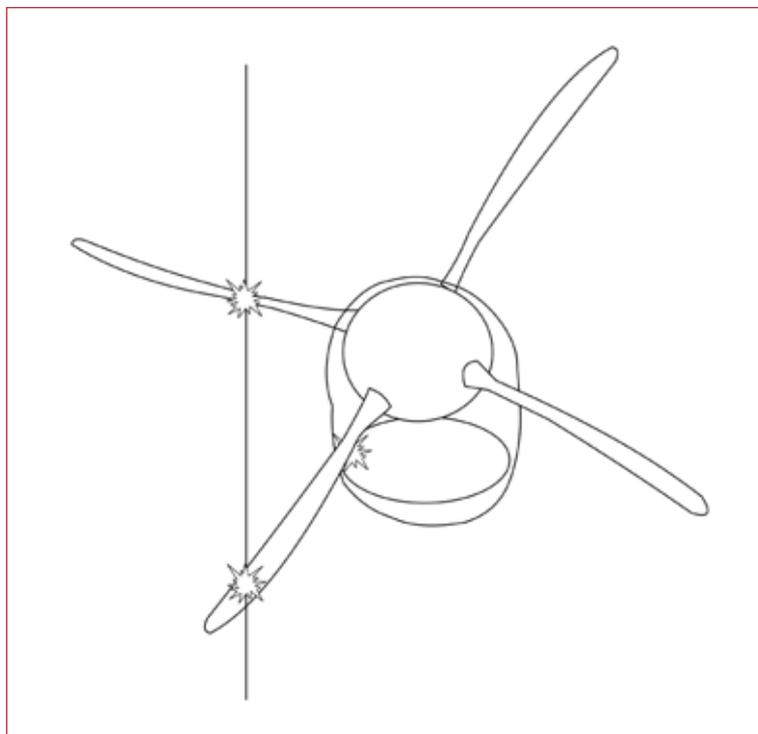
Las hélices fueron desmontadas junto con los motores de los restos de la aeronave y trasladadas hasta un hangar en el Aeropuerto de Málaga para facilitar su examen e inspección.

Las dos hélices, Hamilton Sundstrand, P/N 782750-8, de cuatro palas de materiales compuestos con alma metálica, sufrieron daños como consecuencia del impacto de varios

postes de luces de aproximación durante el recorrido por el terreno de la aeronave. Como consecuencia de los daños que tenían las palas de las hélices, al desmontar éstas de los motores y quitar el cono de hélice se desprendió una pala de cada una de ellas por su unión al buje, permaneciendo en ambas hélices tres palas unidas al buje.

1.16.1.1. Hélice izquierda S/N 890548

El cono de hélice estaba casi intacto, excepto la mayor abertura de la boca de sujeción de la pala desprendida, la n.º 3. La chapa mamparo trasera tenía deformaciones producidas por contacto de las palas 3 y 4.



Dos de las palas presentaban un impacto en su borde de ataque, una de ellas también en borde de salida, que en su posición original quedan verticalmente alineados y también en línea con la deformación sufrida por la tobera de entrada de aire al motor y separador de partículas, IPS. Estos daños concuerdan con un impacto con el poste vertical de una baliza de iluminación, e indican que la hélice estaba parada en su giro, es decir en bandera.

Pala n.º 1: P/N RFC11V1R0C, S/N 860619, no estaba dañado el revestimiento de la pala. No había huellas de impacto en esta pala. La unión al buje estaba intacta.

Pala n.º 2: P/N RFC11R1R0C, S/N 865778, no estaba dañado el revestimiento de la pala. No había huellas de impacto en esta pala. La unión al buje estaba intacta.

Pala n.º 3: P/N RFC11R1R0C, S/N 865779, muy dañada en el borde de ataque, afectando a la vaina de níquel. Daño muy fuerte en la unión al buje, fuerte deformación por compresión del cojinete. Aro de retención de la cabeza de pala con un perno roto. Fuertes marcas de contacto entre la plataforma de cabeza de pala y el actuador de cambio de paso.

Pala n.º 4: P/N RFC11V1R0C, S/N 854112, estaba dañado fuertemente el borde de ataque y el borde de salida, llegando a afectar a la vaina de níquel. Daño fuerte en la unión al buje con dañado por compresión en el roscado y el cojinete de unión al buje. Fuertes marcas de contacto, con desplazamiento de material, entre la plataforma y el actuador de cambio de paso. Aro de retención de la cabeza de pala con un perno roto.

Buje de la hélice: P/N 814721-1(SK118082), S/N: 1930, cojinetes de salida de la pala 4 roto, brazo interior de palas 3 y 4 dañados. Los dos cojinetes de las cabezas de las palas 1 y 2 no tenían daños. El actuador no se desmontó del buje.

Actuador de cambio de paso: P/N 790199-3, S/N 890530, presentaba daños en las orejetas de la horquilla de cambio de paso de las palas 3 y 4. Pestaña del actuador sobre la cara frontal de la junta de la horquilla. Posición medida del cilindro del actuador: 5,500 pulgadas, posición correspondiente a un paso de palas de 80º de «pitch», que es el ángulo de abanderamiento de hélice.

Tubo Beta o de transferencia de aceite: P/N 814799-1, S/N 125, fue desmontado al desmontar hélices y motores de las góndolas de alas, y une la unidad de control de hélice con el actuador de paso en el buje de hélice pasando a través de la caja de engranajes reductora de hélice (PGB). El extremo del eje ranurado parecía encontrarse en muy buena condición. El retén de aceite giraba con resistencia.

Bomba de aceite auxiliar de abanderamiento: P/N 4122-009-009004 (HS P/N 783687-2), S/N 104 MFG10/89, no presentaba daños externos.

Unidad de control de hélice, PCU: P/N: 782490-A49, S/N:900444, situada en la parte trasera de la PGB. Sin daños externos aparentes. Los cables de conexión entre HMU – PCU correspondientes a los inputs de las palancas de potencia de motores («power lever») PL y de control de hélices («Condition Lever») CL fueron desconectados al desmontar la hélice del motor-PGB; no obstante su posición fue anotada deta-



lladamente antes de este desmontaje. La posición de los ejes de entrada a la PCU eran: CL correspondiente a una posición intermedia entre mínimas rpm y máximas rpm, y PL correspondiente a la posición ligeramente por encima de «flight idle» o ralenti de vuelo. La posición medida del tornillo sin fin del interior de la PCU era de 0,500 pulgadas.

Documentación de mantenimiento de la hélice: se revisó sin encontrar ninguna anomalía anterior de esta hélice. «Overhaul» realizado el 14 de julio de 2000. Instalación e inspección en el montaje en la aeronave el 3 de agosto de 2000.

1.16.1.2. Hélice derecha S/N 890545

El cono de hélice estaba casi intacto, excepto la mayor abertura en la boca de entrada de la pala desprendida, la n.º 4. La chapa mamparo trasera tenía mínima deformación.

Pala n.º 1: P/N RFC11V1R0C, S/N 868766, estaba dañado el extremo de pala hasta deformar el alma metálica. Mínimo daño por compresión en el cojinete de unión al buje, el cual estaba intacto.

Pala n.º 2: P/N RFC11V1R0C, S/N 862351, estaba dañado el borde de ataque del extremo de pala. Daño moderado en el cojinete de unión al buje, el cual estaba intacto.

Pala n.º 3: P/N RFC11R1R0C, S/N 872191, ligero daño en el borde de ataque, sin afectar al alma metálica, del extremo de pala. Deformada la pala en su extremo. Daño fuerte en la unión al buje, fuerte deformación por compresión del cojinete. Fuertes marcas de contacto entre la plataforma de cabeza de pala y el actuador de cambio de paso.

Pala n.º 4: P/N RFC11V1R0C, S/N 864788, estaba dañada fuertemente en el extremo y deformada la pala. También estaba dañado por compresión el roscado y el cojinete de unión al buje. Fuertes marcas de contacto entre la plataforma y el actuador de cambio

de paso, que corresponde con la placa de rozamiento de la horquilla descolocada de su asiento en el actuador.



Buje de la hélice: P/N 782501-7 (SK118084), S/N 1350, cojinetes de salida de palas 3 y 4 rotos, brazo interior de palas 3 y 4 dañados. Los cuatro cojinetes de las cabezas de las palas tenían distintos grados de marcas por compresión. El actuador se desmontó del buje.

Actuador de cambio de paso: P/N 790199-3, S/N 890540, extremo del eje roto por detrás de la horquilla de orejetas de cambio de paso. Parte posterior de la placa de rozamiento u orejeta n.º 4 rota. Pestaña del actuador sobre la cara frontal de la junta de la horquilla. Posición medida del cilindro del actuador: 3,937 pulgadas, posición entre baja y media potencia correspondiente a un paso de palas de 30 a 32° de «pitch» o ángulo de ataque de palas.

Tubo Beta o de transferencia de aceite: P/N 814799-1, S/N 225, fue desmontado al desmontar hélices y motores de las góndolas de alas. El extremo del eje ranurado parecía en muy buena condición.

Bomba de aceite auxiliar de abanderamiento: P/N 4122-009-009004 (HS P/N 783687-2), S/N 101 MFG10/89, no presentaba daños externos.

Unidad de control de hélice: PCU: P/N 782490-A49, S/N 870464, situada en la parte trasera de la PGB. Sin daños externos aparentes. Los cables de conexión entre HMU – PCU correspondientes a los inputs de las palancas de potencia de motores («power lever») PL y de control de hélices («condition lever») CL fueron desconectados al desmontar la hélice del motor-PGB; no obstante su posición fue anotada detalladamente antes de este desmontaje. La posición de los ejes de entrada a la PCU eran: CL correspondiente a una posición entre abanderado y mínimas rpm, y PL correspondiente a la posición de «flight idle» o ralentí de vuelo. La posición medida del tornillo sin fin del interior de la PCU era de 1,406 pulgadas.

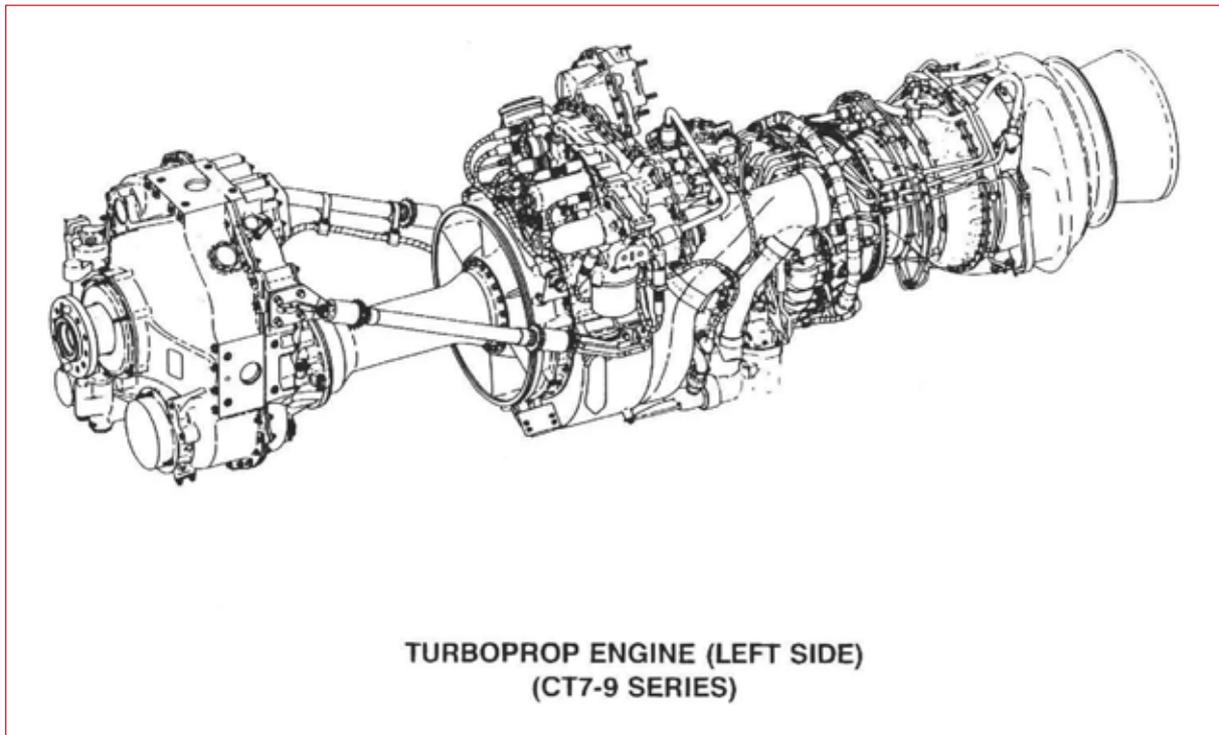
Documentación de mantenimiento de la hélice: se revisó sin encontrar ninguna anomalía anterior de este sistema. «Overhaul» realizado el 16 de junio de 2001. Instalación e inspección en el montaje en la aeronave el 16 de agosto de 2001.

COMO RESUMEN DE AMBAS HÉLICES. No hubo hallazgos de posibles anomalías en ellas, aparte de los daños de impactos con postes de balizas de aproximación. Los daños en las palas e internos en las hélices son congruentes entre sí y con la apreciación, ya enumerada en la descripción de los daños de la aeronave, de que la hélice izquierda entró en bandera y prácticamente parada en su giro y la hélice derecha entró girando en molinete y sin potencia.

La condición de funcionamiento en que se encontraba cada una de ellas viene determinada por la posición del pistón del actuador dentro del buje, ya que la posición de éste no es reversible por las fuerzas de impactos provenientes de las palas. Esta condición parece no congruente totalmente con la posición de los mandos de CL y PL en su entrada a las correspondientes PCU. Esta situación se explicaría porque la cadena de mandos, que sí es reversible en su movimiento, se hubiera movido con posterioridad a los primeros impactos con las balizas.

1.16.2. *Desmontaje e inspección de motores*

El día siguiente al evento se procedió al desmontaje meticuloso de los grupos moto-propulsores de la aeronave, ya que se consideró de interés la información a obtener de éstos, en cuanto a su estado en el momento del impacto y en los últimos minutos del vuelo de la aeronave. Estos motores se desmontaron de la aeronave en el lugar del evento y fueron llevados a un hangar del Aeropuerto de Málaga, junto con las hélices, capots y estructura soporte o bancada de éstos.



Los motores y hélices están montados en el plano. Esta aeronave tiene plano alto, por lo que no estuvieron en contacto con el terreno durante el recorrido de la aeronave por el suelo. Los daños que presentaban, relativamente menores, fueron producidos aparentemente por los impactos con las balizas de aproximación y sus postes soporte.

Los motores de la aeronave CN-235 son General Electric (GE) tipo y modelo CT7-9C y en esta unidad, la EC-FBC, estaban montados los siguientes: El número 1 S/N 309118 con caja de engranajes-reductora de hélice o PGB S/N UDAG0168 y el número 2 S/N 309141 con PGB S/N UDAG0596.

1.16.2.1. **Motor izquierdo o n.º 1**

La estructura soporte del motor o bancada estaba aparentemente intacta excepto el soporte trasero superior que estaba deformado. El amortiguador de elastómero trasero

tenía un color negro producido por la absorción de aceite, proveniente del motor. Los capots del motor no presentaban daños aparentes, ni evidencias de fuego alguno.

En la inspección visual externa se comprobó que el daño que presentaba en el lado izquierdo de la entrada de aire y separador de partículas o IPS era consistente con el impacto contra el poste de una baliza de aproximación, que deformó también el soporte trasero superior de la bancada. No había evidencias de penetraciones o roturas en los cárteres, así como ninguna evidencia de fuego exterior al motor. Todo el cableado eléctrico estaba intacto y sin daños externos.

Unas pequeñas piedras fueron encontradas en la parte inferior del colector de entrada de aire, delante de los álabes guía (IGV). Éstos estaban limpios, cerrados y no dañados. Se observaron los álabes de la primera etapa axial del compresor a través de los IGV, y se comprobó que todos ellos tenían en su borde de ataque indicios de erosión, pero no había evidencias de daños por ingestión de objetos externos.

Había una pequeña cantidad de restos de plantas en la tobera de salida de gases del motor. El examen de los álabes de la cuarta y última etapa de turbina a través de la tobera no mostró daños en los bordes de salida de estos álabes, que parecían estar en buenas condiciones. El eje de la turbina de potencia podía girarse libremente, sin ruidos inusuales, mediante el giro del eje de salida a hélice de la PGB, indicando además integridad mecánica y continuidad entre el eje de salida, a través de la PGB y con el eje de turbina de potencia.

A través del eje radial A de potencia a la caja de accesorios (AGB), se podía girar libremente el eje del generador de gas (Ng), compresor y turbina de gas, sin ruidos inusuales, indicando integridad mecánica y continuidad entre el eje A, el compresor y la turbina de gas. Se comprobó que el eje radial A también tenía continuidad y proporcionaba giro a la unidad de control de combustible, HMU, alternador y generador de corriente continua.

El visor de nivel de aceite indicaba tres cuartos de llenado, entre las marcas de «ADD» y «FULL», y había manchas de aceite en el lado izquierdo del motor. El filtro de aceite se abrió y se encontró limpio, y no había aceite en el cuenco de éste, situado en la parte superior del motor. El chip detector no dio continuidad eléctrica. Se tomó una muestra de aceite del depósito principal removiendo el tapón de vaciado o del cárter, para posterior análisis. Se abrieron las seis rejillas-filtro del colector de la bomba de aceite, y se encontró que cinco de ellas estaban limpias y la otra tenía de un 5% a un 10% de obturación con restos de carbón.

El visor de nivel de aceite de la PGB (Caja de Engranajes-Reductora de Hélice) indicaba justo por encima de lleno, y había manchas de aceite en la zona frontal de esta caja.

El detector de partículas magnéticas dio continuidad eléctrica, se desmontó y una pequeña partícula metálica fue recogida. El botón del «bypass» del filtro de aceite no

estaba saltado indicando que el filtro no estaba obstruido. Se tomó una muestra de aceite de la PGB y la partícula del chip detector para posterior análisis.

Se intentó una inspección del interior de la PGB por boroscopio de las 4 coronas del engranaje intermedio de amortiguamiento, pero sólo el izquierdo pudo ser visto y parecía estar excesivamente gastado.

Se recogió combustible de la tubería de suministro al motor situada dentro de los capots. Se recogieron 60 c.c. de combustible, que parecía estar limpio, aunque alguna cantidad se derramó. Se estima que esta tubería tiene una capacidad de 260 c.c. de combustible. El filtro de combustible se abrió y encontró limpio, con la cubeta llena de combustible limpio. Se tomaron varias muestras de combustible para posterior análisis.

En cuanto a la posición de los mandos de control del motor, es decir posiciones de los ejes de entrada al HMU, determinadas por las marcas en la cara posterior del cuadrante, cremallera y piñón, de las cajas de los actuadores aún montadas sobre el HMU: La palanca de condición, CL, situada justo por encima de la posición MIN RPM. La palanca de potencia, PL, estaba en una posición intermedia entre las posiciones ralentí de vuelo («flight idle»), y máxima potencia («max power»), mas próxima a la primera que a la segunda.

En cuanto a la posición de los actuadores en el motor, se encontró que las bielas de cambio de paso de los álabes de las tres primeras etapas del compresor, IGV, estaban en la posición de totalmente cerradas. El pistón actuador del HMU estaba totalmente extendido. Y el eje de la válvula anti-engelamiento estaba completamente retraído. Todas estas posiciones de los actuadores de geometría variable del motor son congruentes con un motor que ha caído a baja o nula potencia; tal como se puede observar en un motor que se ha parado por corte de combustible.

El motor fue inspeccionado internamente por boroscopio a través de todas las ventanas de acceso. La quinta etapa del compresor, tanto en su estátor como en su rotor, parecía en buen estado, aunque se observó una sustancia amarilla de tipo grasa o gel en tres de los álabes. Los álabes de la primera etapa de álabes guía de turbina presentaban algunos daños, los cuales se estimaron como típicos para una sección caliente que tiene 1658 h de funcionamiento. Los bordes de ataque de los álabes del rotor de la primera etapa de la turbina y los bordes de salida de los de la segunda etapa también presentaban algunos daños, muy posiblemente también acordes con la vida de funcionamiento de la sección caliente del motor. El borde de ataque de los álabes del rotor de la tercera etapa de la turbina, y los bordes de salida de los de la cuarta etapa, que constituyen las turbinas de potencia, aparecían en buenas condiciones.

La unidad de control de combustible, HMU, P/N 6068T72P17, S/N WYG70155A, fue desmontada de su posición en la caja de accesorios. Se encontró una resistencia anormal a su desmontaje. Una pequeña cantidad de aceite reseco fue encontrada en la

parte inferior de la cavidad de acoplamiento. El anillo retén del frontal del sello de aceite del eje E de la AGB estaba dañado, aunque todos los sellos estaban en su posición y no parecían dañados. Se tomaron muestras de combustible de la tubería de entrada y del «bypass» de la salida para posterior análisis. Al drenar la tubería de salida de combustible se encontró vacía. Se intentó drenar el HMU completamente y se obtuvo una cantidad de entre 1.000 y 1.100 c.c.

Se desmontó la unidad electrónica digital de control, DECU, para la posterior extracción de los datos almacenados en su interior, en forma de memoria no volátil. La placa de identificación de esta unidad se había perdido con anterioridad al evento. El indicador térmico adosado al cuerpo de la unidad, con cuatro marcadores, indicaba que se había sobrepasado la temperatura más alta de los marcadores.

Se efectuó asimismo una revisión documental del cuaderno de motor, y no se encontró nada anormal en esta documentación.

El sangrado de alta no presentaba anomalías ni en el cárter ni en la boca de salida. Las tuberías de sangrado que conectan la boca de salida del motor a la distribución del avión no tenían grietas ni daños. Por tanto no se encontraron pérdidas de aire a alta temperatura dentro de los capots de motor.

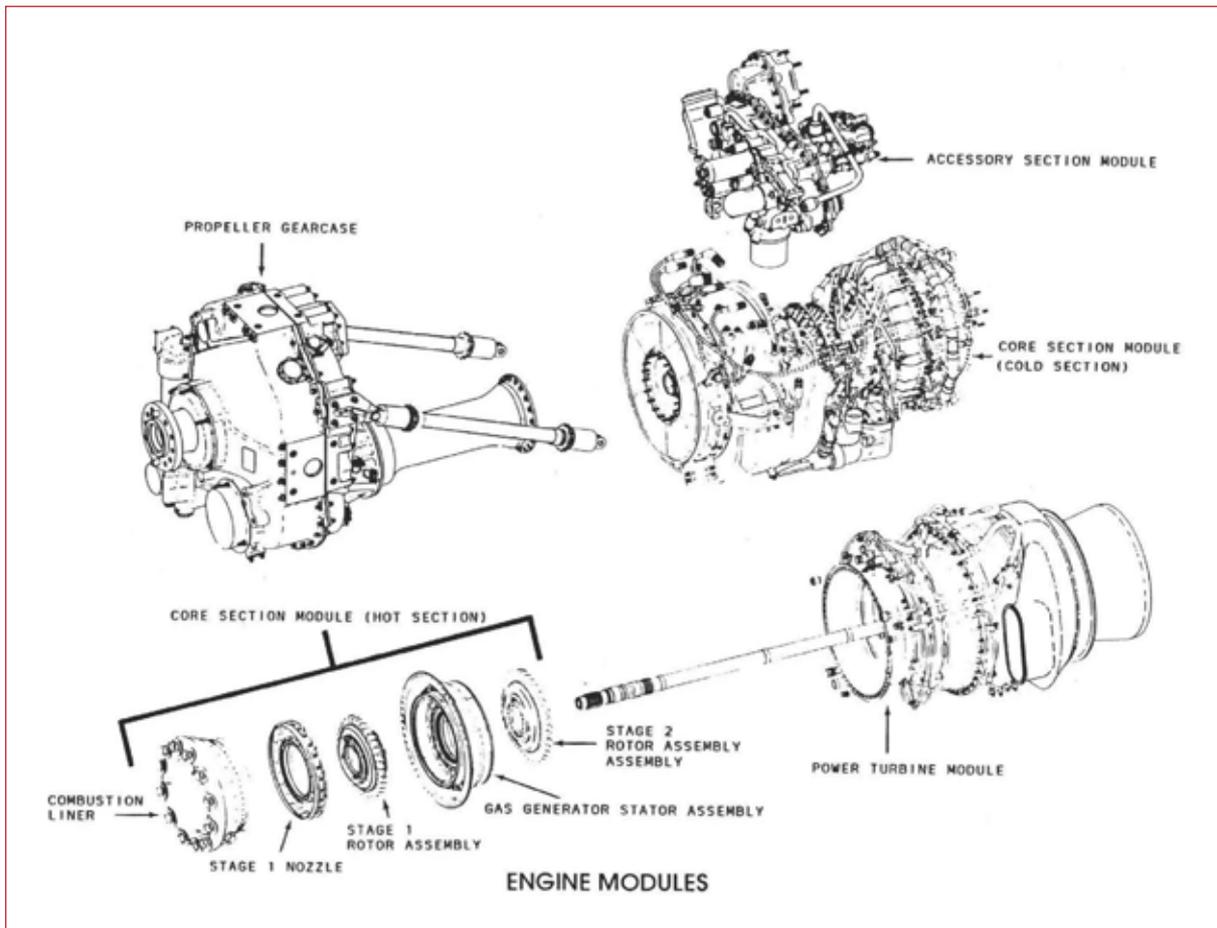
1.16.2.2. Motor derecho o n.º 2

La estructura soporte del motor o bancada estaba aparentemente intacta. Los capots del motor no presentaban daños aparentes, ni evidencias de fuego alguno.

En la inspección visual externa no se apreciaron daños en el motor ni en la PGB. Tampoco se apreciaron perforaciones en la carcasa, ni evidencias de fuego exterior al motor. Todo el cableado eléctrico estaba intacto y sin daños externos.

Se encontró una piedra pequeña en la parte inferior del colector de entrada de aire, delante de los álabes guía, IGV; éstos estaban limpios, cerrados y no dañados. Se observaron los álabes de la primera etapa axial del compresor a través de los IGV, y todos ellos tenían en su borde de ataque indicios de erosión, pero no había evidencias de daños por ingestión.

El examen de los álabes de la cuarta y última etapa de turbina, a través de la tobera no mostró daños en los bordes de salida de estos álabes y parecían estar en buenas condiciones. El eje de la turbina de potencia podía girarse libremente, sin ruidos inusuales, mediante el giro del eje de salida a hélice de la PGB, indicando además integridad mecánica y continuidad entre el eje de salida, a través de la PGB y con el eje de turbina.



A través del eje radial, A, de potencia a la caja de accesorios, se podía girar libremente el eje del generador de gas, compresor y turbina de gas, sin ruidos inusuales, indicando integridad mecánica y continuidad entre el eje A, compresor y turbina de gas. Se comprobó que el eje radial A también tenía continuidad y giraba a la unidad de control de combustible, HMU, alternador y el generador de corriente continua.

El visor de nivel de aceite indicaba justo por debajo del lleno y había pequeñas manchas de aceite en el lado derecho del motor. El filtro de aceite se abrió encontrándose limpio y no había aceite en el cuenco de éste, situado en la parte superior del motor. El chip detector no dio continuidad eléctrica. Se tomó una muestra de aceite del depósito principal quitando el tapón de vaciado o del cárter, para posterior análisis. Se abrieron las seis rejillas filtro del colector de la bomba de aceite, 5 de ellas estaban limpias y sólo en una de ellas se encontraron dos pequeños trozos de restos de carbón.

El visor de nivel de aceite de la PGB (Caja de Engranajes-Reductora de Hélice) indicaba lleno. El chip detector no dio continuidad eléctrica, fue desmontado y se confirmó que estaba limpio. El botón del «bypass» del filtro de aceite no estaba saltado indicando que el filtro no estaba obstruido. Se tomó una muestra de aceite de la PGB para posterior análisis.

Se intentó una inspección del interior de la PGB por boroscopio, de las cuatro coronas del engranaje intermedio de amortiguamiento, pero solo el izquierdo pudo ser visto. Este parecía tener un mínimo desgaste, a la vista de la pequeña holgura del anillo final del amortiguador.

Se recogió combustible de la tubería de suministro al motor situada dentro de los capots; éste parecía limpio, se recogieron 165 c.c. Se estima que esta tubería tiene una capacidad de 260 c.c. de combustible. El filtro de combustible se abrió y encontró lleno de combustible y limpio, aunque, el combustible encontrado en la cubeta estaba sucio y negro, ya que contenía muchas partículas de color negro en suspensión. Se tomaron varias muestras de combustible tanto aguas arriba del filtro (bomba de alta presión de combustible, tubería de combustible en la góndola), como aguas abajo (calentador de combustible, enfriador de aceite y HMU), encontrándose que el combustible en todas ellas se encontraba limpio. Luego, la suciedad en el combustible se limitaba a la encontrada en la cubeta del filtro, por lo que se recogieron muestras de éste para su posterior análisis.

En cuanto a la posición de los mandos de control del motor, realmente posiciones de los ejes de entrada al HMU: La palanca de condición, CL, situada entre las posiciones MIN y START, justo por debajo de MIN. La palanca de potencia, PL, estaba en la posición de ralentí de vuelo.

En cuanto a la posición de los actuadores en el motor: Las bielas de cambio de paso de los álabes de las tres primeras etapas del compresor, IGV y etapas 1 y 2, estaban en la posición de totalmente cerradas. El pistón actuador del HMU estaba totalmente extendido. Y el eje de la válvula anti-engelamiento estaba completamente retraído. Todas estas posiciones de los actuadores de geometría variable del motor son congruentes con un motor que ha caído a baja o nula potencia; tal como se puede observar en un motor que se ha parado por corte de combustible.

El motor fue inspeccionado internamente por boroscopio, a través de todas las ventanas de acceso. La quinta etapa del compresor, tanto de estátor como de rotor, parecía en buen estado. Los álabes de la etapa primera de álabes guía de turbina presentaban algunos daños, que aparentemente eran mayores que los que cabía esperar para una sección caliente que tenía 291 h de funcionamiento. Los álabes de la primera etapa del rotor de la turbina de gas aparecían en buenas condiciones, aunque muy marrones. Los bordes de salida de los álabes de la segunda etapa de la turbina de gas parecían limpios y en buenas condiciones. Las dos láminas cerámicas de los inyectores cercanos a las bujías parecían deterioradas en los bordes cercanos a las bujías.

La unidad de control de combustible (HMU) P/N 6068T72P22, S/N WYG70061A, fue desmontada de su posición en la caja de accesorios (AGB) y se encontró una pequeña cantidad de aceite resecado en la parte inferior de la cavidad de acoplamiento. El sello de aceite del eje E en la cara delantera de la AGB se encontró con un color plateado

(el del motor izquierdo estaba negro), no obstante todos los sellos estaban en su posición y no parecían dañados.

Se tomaron muestras de combustible, que apareció limpio, de la tubería de entrada y del «bypass» de la salida para posterior análisis. Al drenar la tubería de salida de combustible se encontró vacía. Se intentó drenar el HMU completamente y se obtuvo una cantidad de entre 1100 y 1200 c.c.

Se desmontó la unidad electrónica digital de control del motor, DECU, para la posterior extracción de los datos almacenados en su interior. La placa de identificación de esta unidad estaba presente: P/N 99207 SOCN 6071T20P // 16, S/N EC DT71717. El indicador térmico adosado al cuerpo de la unidad, con cuatro marcadores, indicaba que se había sobrepasado la temperatura de los dos de indicación más baja.

Se efectuó asimismo una revisión documental del cuaderno de motor («Engine Logbook»), y no se encontró nada anormal.

El sangrado de alta no presentaba anomalías en el cárter y en la boca de salida anomalías. Las tuberías de sangrado que conectaban la boca de salida del motor a la distribución del avión no tenían grietas ni daños. Por tanto no se encontraron pérdidas de aire a alta temperatura dentro de los capots de motor.

1.16.2.3. Examen interno y despiece de los motores

Ante la remota posibilidad de que hubiese daños internos en los motores, que de alguna manera hubiesen podido provocar una mal función de éstos, se decidió proceder a su desmontaje o despiece y examen interno, para lo cual se trasladaron los motores a las instalaciones de una empresa con capacidad y medios para toda clase de tareas de mantenimiento de estos motores hasta la última etapa de mantenimiento, es decir, revisión general («Overhaul»). El traslado se hizo por carretera, con los motores solamente, es decir desmontada de éstos la caja de engranajes-reductora de hélice, PGB, y dentro del embalaje certificado y aprobado para ello, con el fin de evitar posibles daños posteriores al accidente.

1.16.2.3.1. Motor izquierdo, S/N 309118

Este modelo de motor, por su diseño y para facilitar las tareas de mantenimiento y desmontaje, se compone de varios módulos o secciones: turbina de potencia, turbina del generador de gas o sección caliente, compresor y caja de engranajes de accesorios. Se describen brevemente a continuación los resultados de los exámenes realizados.

Turbina de potencia, PT. Giraba libre y suavemente, el eje estaba libre de roces y presentaba una ligera película en su exterior con algunas partículas de carbón; el tubo exterior de referencia de «torque» parecía normal, presentaba un desfase angular de 90° entre su dentado de referencia y el dentado del eje de turbina, indicando un «torque» 0; no había evidencias de contacto entre el eje y el tubo de referencia de torque; No había indicios de roce en las dos etapas de la turbina de potencia, tercera y cuarta etapas, y los álabes de estas etapas parecían visualmente en buena condición.

Turbina del generador de gas y cámara de combustión, GGT. El anillo de corriente de las etapas primera y segunda, turbina de gas, estaba seco y polvoriento; la protección cerámica de la carcasa exterior en el rotor n.º 1 tenía un ligero roce en la parte posterior del arco inferior, es decir a las 6:00; esta carcasa en el rotor n.º 2 tenía dos roces, a las 9:00 y a las 7:00, también en su parte posterior, como producidos con el extremo del borde de salida de los álabes; también había en esta carcasa del rotor n.º 2 una traza oscura en el arco de las 9.00 a las 6.00; 14 álabes del estátor guía n.º 1 (es decir, aproximadamente un tercio) tenían grietas en borde de salida, uno de los álabes había perdido una pequeña cantidad de material en forma de V en su borde de salida y otro tenía distorsión de su forma también en borde de salida; cinco álabes del estátor guía n.º 2 tenían grietas finas en borde de salida y uno tenía una grieta en el lado cóncavo del interior del álabe; la cámara de combustión anular estaba en muy buen estado, sin grietas visibles, ni indicios de combustión mal distribuida. Se hallaron unas pocas virutas de aluminio en la parte inferior del anillo exterior. Se recogieron cuatro gotas del drenaje del colector B, trasero.

Compresor. No había indicios de daños por ingestión en el compresor; las etapas 1.^a y 2.^a se encontraron sucias. En la carcasa exterior del rotor n.º 4 había cinco marcas de impactos de los extremos de álabes; el eje de salida giraba suavemente y sin indicios de deformación o flexión. Dos álabes de la última etapa, que es centrífuga, tenían recrecimiento de silicatos de aluminio sobre su recubrimiento, estaba rozada la carcasa exterior, produciendo los álabes las pequeñas virutas de aluminio encontradas.

Caja de engranajes de accesorios. El chip detector tenía un 20% de su superficie de recogida cubierto de partículas de carbón; los ejes y engranajes giraban libre y suavemente; y el anillo de retención del sello en el eje de salida a la HMU se encontró deformado, como ya se había observado al desmontarla.

CONCLUSIÓN. Los hallazgos en el desmontaje de este motor son congruentes con un motor que apenas giraba en el momento del impacto.

1.16.2.3.2. Motor derecho, S/N 309141

Turbina de potencia, PT. Giraba suave y libremente, el eje estaba libre de roces y presentaba una ligera película en su exterior con algunas partículas de carbón; el tubo exterior de referencia de «torque» parecía normal, presentaba un desfase angular de

90° entre su dentado de referencia y el dentado del eje de turbina, indicando un par nulo. No había evidencias de contacto entre el eje y el tubo de referencia de «torque»; se observaba una mayor proporción de partículas de carbón en el eje y tubo de «torque»; no había indicios de roce en las dos etapas de la turbina de potencia, tercera y cuarta etapas, cuyos álabes parecían visualmente en buen estado.

Turbina del generador de gas y cámara de combustión, GGT. El anillo de corriente de las etapas primera y segunda, que correspondían a la turbina de gas, estaba seco y polvoriento. La protección cerámica de la carcasa exterior en el rotor n.º 1 tenía dos roces en la parte posterior del arco a las 4:00 y a las 9:00. En el rotor n.º 2 la propia carcasa tenía tres roces en su parte posterior a las 3:00, a las 7:00 y a las 9:00, con aspecto brillante entre las 3:00 y las 8:00; los álabes del estátor guía n.º 1 tenían buen aspecto, y muy pocos aparecían con grietas finas; uno de los álabes del rotor n.º 1 había perdido un trozo de material de unos 12 por 12 mm en su extremo y borde de salida. La cámara de combustión anular estaba en muy buena condición, sin grietas visibles ni indicios de combustión mal distribuida. Se hallaron unas cuantas virutas de aluminio en la parte inferior del anillo exterior. Se determinó que este material procedía de la carcasa exterior de la última etapa del compresor, que es la etapa centrífuga. Se recogieron cuatro gotas del drenaje del colector B, trasero.

Compresor. No había indicios de daños por ingestión (FOD), en el compresor. En la carcasa exterior del rotor n.º 4 había marcas de roce con brillo de los extremos de álabes sobre el 50% de su superficie. El eje de salida giraba suavemente y sin indicios de deformación o flexión. Los álabes de la última etapa, etapa centrífuga, tenían recrecimiento de silicatos de aluminio sobre su superficie de recubrimiento. Había rozadura intensa, con superficie brillante, en los 360° de la carcasa exterior en la zona de entrada, que había producido las virutas de aluminio encontradas.

Caja de engranajes de accesorios. El chip detector tenía un 10% de su superficie de recogida cubierto de partículas de carbón. Los ejes y engranajes giraban libre y suavemente.

CONCLUSIÓN. Los hallazgos en el desmontaje de este motor eran congruentes con un motor que giraba sin potencia en el momento del impacto, es decir en molinete. Estos hallazgos incluían las virutas arrancadas de la carcasa de la última etapa del compresor, etapa centrífuga, y halladas en la carcasa exterior de la cámara de combustión, y las marcas dejadas por el rotor axial n.º 4 del compresor y la última etapa centrífuga en sus carcasas.

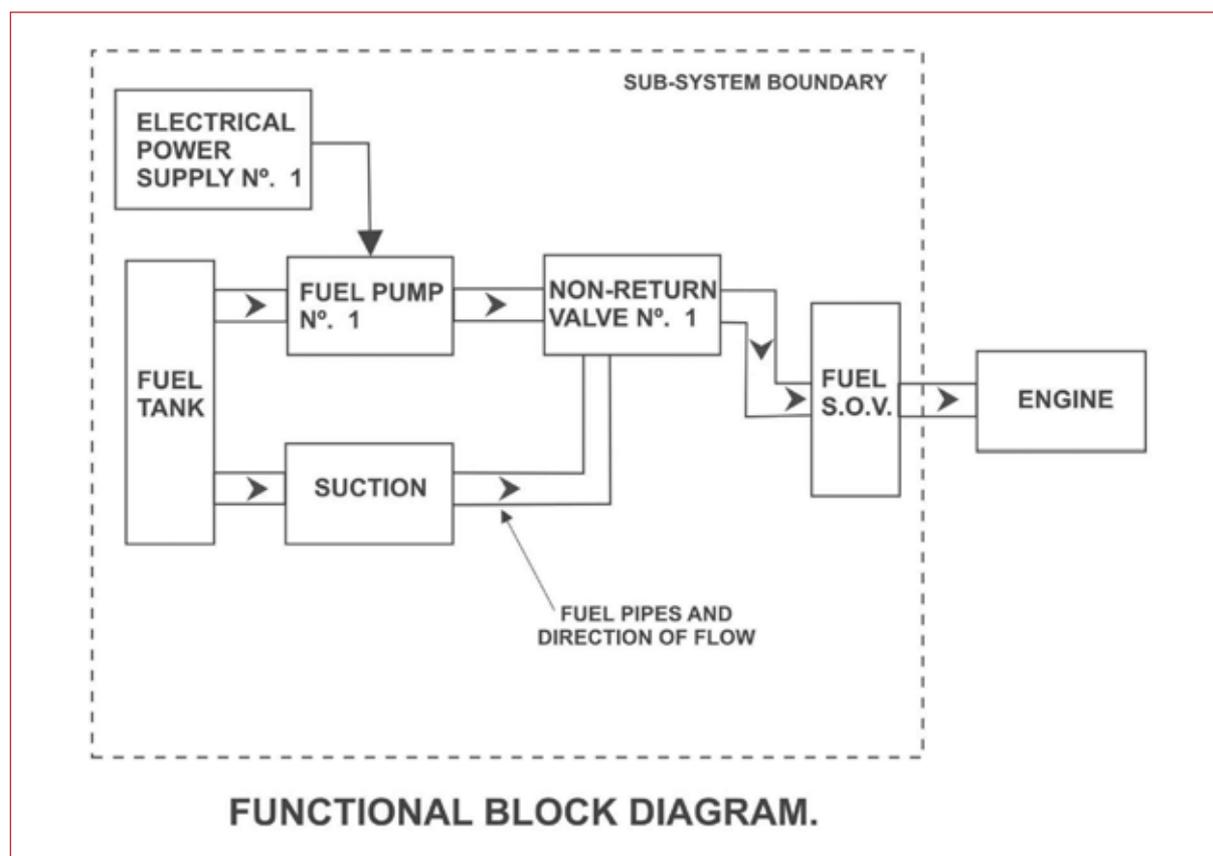
COMO RESUMEN DE AMBOS MOTORES. No hubo hallazgos inusuales en ellos. La condición de los componentes mecánicos de cada uno de ellos era genéricamente típica para la respectiva vida de servicio. No había evidencias de alguna mal función o condición anterior al evento en los dos motores que pudiese haber contribuido a un fallo de motor.

La ausencia de daños significativos a los elementos rotatorios, como FOD o fuertes deformaciones de extremos de álabes y rozaduras intensas, era congruente con la condición de que los dos motores giraban sin potencia durante el impacto con el terreno.

1.16.3. Examen del sistema de combustible y alimentación de motores

En los días posteriores al evento se llevó a cabo un examen exhaustivo del sistema de combustible, cantidad y calidad del combustible, indicadores e interruptores de cabina, equipos y elementos hasta la entrada de combustible en motores.

Se recabó información acerca del combustible descargado del avión, ya que la descarga se realizó antes de mover los restos y de la llegada del equipo de investigación al lugar, obteniéndose que de los dos depósitos de ala se habían descargado una cantidad igual o superior a 200 litros en cada uno de ellos. Se tomaron muestras del remanente en estos depósitos para su análisis, dando resultado satisfactorio. Se desmontó el indicador de combustible consumido del motor derecho, se instaló en otro avión y tenía una indicación de 153 kg, combustible consumido por el motor derecho en el vuelo BIM 8261. Datos todos ellos congruentes con la carga de combustible efectuada en Málaga antes del inicio de los vuelos y el consumo en condiciones normales durante los dos vuelos.



Los indicadores eléctricos o luminosos en cabina estaban caídos a cero y apagados por la pérdida de la alimentación eléctrica. Los interruptores e indicadores mecánicos estaban en la siguiente condición: Los selectores de indicación de cantidad de combustible («Gauge select»), se encontraron el izquierdo en posición «Aux» y el derecho en posición «Main». Los pulsadores de las válvulas de trasvase por gravedad («Gravity Xfr») izquierda y derecha estaban en posición «Off». Los pulsadores de las bombas de combustible sumergidas («Fuel pumps») izquierda y derecha en posición «On». El pulsador de la válvula de alimentación cruzada («Xfeed») estaba en posición «Close» u «Off». Los interruptores de las válvulas de corte de combustible o válvula cortafuegos («Shutoff valve») izquierda y derecha estaban en posición «open», es decir, abiertas.

La alimentación desde depósitos hasta motores en condiciones normales se produce por gravedad, aunque para asegurar la suficiente cantidad y presión de combustible en despegue y aterrizaje el procedimiento indica conectar las bombas sumergidas, una en cada depósito principal. La bomba del depósito derecho se examinó visualmente y no presentaba daños exteriores ni estaba bloqueada. Se conectó eléctricamente y funcionaba sin ruidos u otros signos de fallo. Asimismo la boya-sensor de bajo nivel derecho estaba operativa y sin daños. Posteriormente en instalaciones apropiadas se efectuaron las pruebas funcionales de las dos bombas sumergidas de combustible, izquierda y derecha (n.º 1 S/N B-251 y n.º 2 S/N B-278) con resultado satisfactorio.

Se inspeccionaron los conductos de alimentación de combustible del lado derecho. Dentro del tanque principal, desde la bomba sumergida las líneas estaban en buen estado, con el único hallazgo de un conector algo flojo, con lo que la posible fuga sería despreciable y dentro del tanque. Los conductos hasta la góndola del motor estaban en buenas condiciones, sin daños y sin obstrucciones.

La inspección visual de las válvulas «Shutoff» izquierda y derecha y «Xfeed» mostró que estaban cerradas. La posición de la «Xfeed» correspondía con su interruptor de cabina en el panel de combustible. Las «Shutoff» estaban en posición opuesta a sus interruptores pero de acuerdo con la posición de las «Fire Handles», que también actúan sobre estas válvulas, cerrándolas al tirar de ellas. Posteriormente, con las dos válvulas «Shutoff», se hicieron los tests de aislamiento, continuidad y funcionales, con resultado positivo en ambas válvulas.

1.16.4. Examen y pruebas del sistema de detección y extinción de fuego en motores

Como ya se ha indicado en apartados anteriores, se hizo una inspección visual completa de las góndolas de los motores en busca de indicios de fuego con resultado negativo. Asimismo, el examen visual para detectar la presencia de restos o trazas de agente extintor en el compartimento de motores fue negativo.

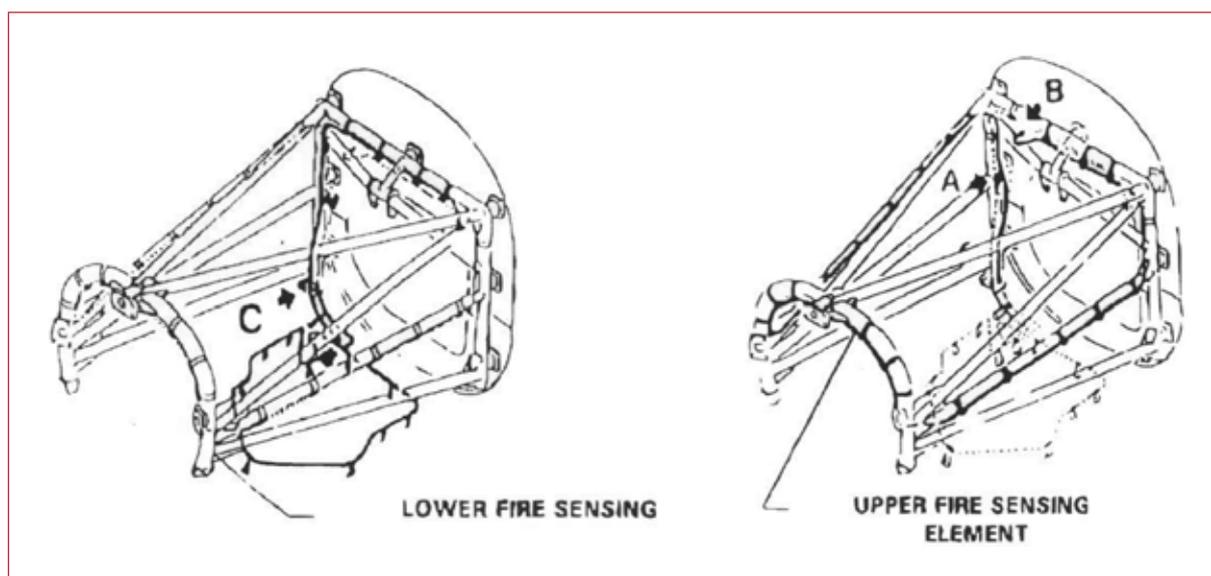
No obstante, aunque la descarga de éste se haya producido, su detección posterior no es posible a simple vista ya que la mayor parte se elimina con la ventilación de capots y las trazas que permanezcan no dejan huellas visibles.

El examen de botellas extintoras y circuito de extinción dio el siguiente resultado. Los discos indicadores visuales de descarga de las botellas por sobre-presión estaban intactos. Las botellas, dos en paralelo situadas en la carena del encastre ala fuselaje, se encontraron vacías y en cada una de ellas estaba detonado el disparador 1, correspondiente a la descarga de cada una de ellas sobre un motor, el disparador 2 en ambas botellas permanecía intacto. Es decir una botella estaba descargada sobre el motor izquierdo y la otra botella descargada al motor derecho. Esta situación es totalmente congruente con la posición de las palancas cortafuegos encontrada en cabina, es decir ambas tiradas hacia atrás y giradas ambas a la izquierda.

En el primer examen de los lazos de detección, uno en cada motor compuesto a su vez por dos bucles detectores, uno en la bancada y otro en el capot inferior, de hilo detector de sobrecalentamiento o fuego en motores, no se encontraron anomalías en sus características eléctricas de continuidad y aislamiento.

En cuanto a su estado, no se detectaron daños en el hilo coaxial detector y sólo se encontró dañado el pin B de puesta a masa de un conector pasamuros en un bucle del motor izquierdo.

Sin embargo, se comprobó la continuidad del hilo de masa a través de la carcasa del conector.



Todos los elementos del sistema detector de fuego en motores, incluyendo los que aún permanecían instalados, hilos detectores de sobrecalentamiento-fuego izquierdo y dere-

cho, las unidades eléctricas de control de fuego izquierda y derecha, el panel eléctrico de prueba del sistema, el panel de las palancas cortafuego y la unidad de control de avisos de fallo, fueron desmontados del avión accidentado y se probaron individualmente y en conjuntos sobre otra aeronave similar del operador. En ambos sistemas detectores-extintores, del motor izquierdo y del derecho, al aplicarles los tests funcionales del sistema, «engine fire» WARN y DET, se obtuvieron resultados positivos y sin anomalías de funcionamiento de los elementos de los mismos.

En fechas posteriores con el apoyo del fabricante de la aeronave y del fabricante del sistema de detección de fuego, Kidde Graviner, se procedió a un examen exhaustivo y diversas pruebas para intentar identificar el origen y reproducir el falso aviso de fuego en el vuelo del accidente.

1.16.4.1. Ensayos con el sistema de detección de fuego del motor derecho

El hilo detector es un cable coaxial en el que el cable interior es el conectado a la fuente de alimentación de 28 Volt de corriente continua. El exterior es el conectado a masa y entre ambos hay una sustancia compuesta de sales metálicas que a temperatura ambiente no es conductora pero que aumenta su conductividad y varía su capacitancia a medida que la temperatura aumenta.

El examen visual detallado del hilo mostró una pequeña incisión, que observada a través del microscopio resultó ser una incisión semicircular totalmente superficial. También se detectó otra zona con aplastamiento o desgaste superficial, que observada a través del microscopio resultó ser una zona rozada, posiblemente por una combinación de contacto y vibraciones, que afectaba al cable exterior y dejaba a la vista las sales metálicas interiores.

Se comprobaron los 7 conectores, es decir, los 4 situados entre los dos bucles, más los 2 del extremo, más uno para un cable intermedio de conexión, presentando la mayoría un par de apriete bastante inferior al nominal, establecido en la ML 010 de Graviner (ver 1.6.9.) Su aspecto interior aparentaba ser bueno, aunque alguno presentaba trazas de residuos o sustancias contaminantes, con una probable relación con la presencia de humedad por tiempo prolongado.

El chequeo eléctrico, continuidad y aislamiento, del conjunto como unidad estaba dentro de tolerancias. Sin embargo el bucle largo o de bancada por sí solo presentaba un aislamiento inferior al requerido.

Efectuado el test de la unidad de control eléctrico del sistema de detección, dio resultado positivo con todas las mediciones dentro de tolerancias.

Se ensambló el circuito completo, es decir la unidad de control, el cable sensor, el panel de test y la fuente de alimentación, y se probó el hilo detector en un horno. La prime-

ra prueba se efectuó con una temperatura de 100 °C, aproximadamente la temperatura de trabajo en el interior de la góndola de motor, pasando satisfactoriamente los tests de fuego y fallo de detección. Se subió paulatinamente la temperatura del horno hasta que saltó la alarma de fuego a 280 °C, dentro del rango nominal 280 °C más o menos 50 °C. Se abrió la puerta del horno y tardó 6 segundos en apagarse la alarma, también dentro del rango nominal de respuesta. A continuación se efectuaron los tests de fuego y detección de fallo con resultado satisfactorio. El test funcional por tanto resultó positivo.

1.16.4.2. Ensayos con el sistema de detección de fuego del motor izquierdo

El examen visual detallado del hilo no mostró ningún daño en todo su recorrido.

Se comprobaron los 7 conectores, presentando la mayoría de ellos un par de apriete inferior al nominal, 90 lbf-in. Su aspecto interior aparentaba ser bueno excepto en uno de ellos, en el que se encontró una pequeña sustancia esponjosa en el interior del conector de color marrón, compuesta de Cloro, Fósforo, Azufre, Cobre y Aluminio principalmente, sin que se pudieran precisar sus porcentajes. Su origen más probable es la entrada y permanencia de contaminantes y/o humedad en el conector.

El chequeo eléctrico de continuidad y aislamiento del conjunto como unidad estaba dentro de tolerancias. Así como el de cada bucle individualmente.

Efectuado el test de la unidad de control eléctrico del sistema de detección, dio resultado positivo con todas las mediciones dentro de tolerancias.

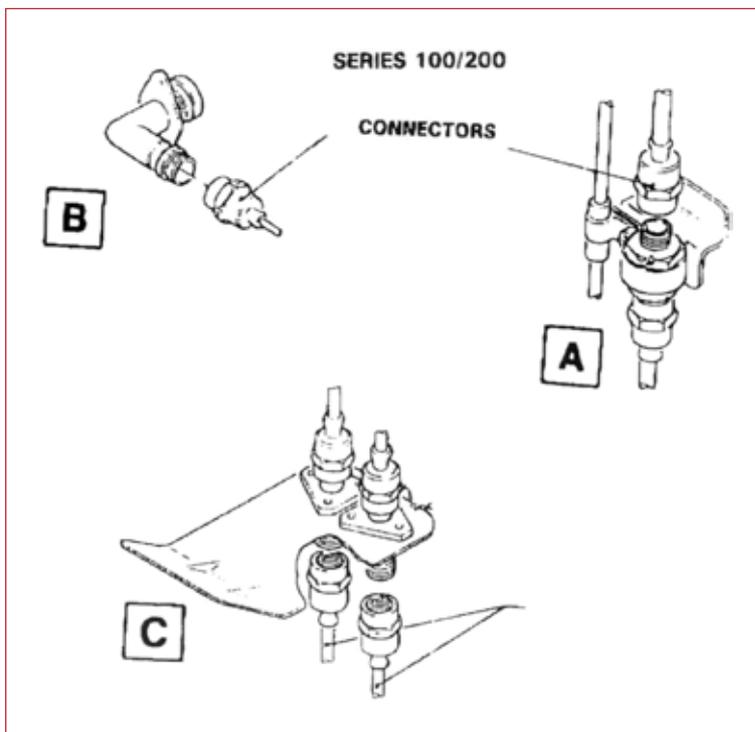
Se ensambló el circuito completo, es decir la unidad de control, el cable sensor, el panel de test y la fuente de alimentación, y se probó el hilo detector en un horno. La primera prueba se efectuó con una temperatura de 100 °C, aproximadamente la temperatura de trabajo en el interior de la góndola de motor, pasando satisfactoriamente los tests de fuego y fallo de detección. Se subió paulatinamente la temperatura del horno a 200 °C, repitiéndose y pasando los tests anteriores. Se aumentó la temperatura hasta que saltó la alarma de fuego a 285 °C, dentro del rango nominal 280 °C más o menos 50 °C. Se abrió la puerta del horno y tardó 5 segundos en apagarse la alarma, también dentro del rango nominal de respuesta. A continuación se efectuaron los tests de fuego y detección de fallo con resultado satisfactorio. El test funcional por tanto resultó positivo.

1.16.4.3. Pruebas ambientales comunes a los sistemas de ambos motores

Se roció el hilo detector con agua salada y no aparecía alarma de fuego ni fallo, excepto cuando se aplicó sobre la parte de hilo dañada de un bucle del motor derecho, en que saltó el aviso de fallo del sistema, posteriormente al secar la zona el fallo desapa-

recía. Se aplicó agua salada sobre un conector abierto y al conectar apareció inmediatamente el aviso de fallo. Después se aplicó aire caliente y el fallo permanecía; se limpió el conector y desapareció el aviso de fallo. El conector no admitía por tanto la contaminación con agua salada sin dar aviso de fallo.

Con mecheros eléctricos aplicados sobre el hilo detector, a una escala más local que el horno, a distintas temperaturas y afectando a distintas longitudes de hilo, se obtuvieron avisos de fuego en el entorno de las condiciones nominales de las variables Temperatura, Tiempo y Longitud de hilo afectado, así como su desaparición al enfriar el hilo.



Se probó también contaminando conectores e hilo con combustible y aceite sin que se produjese aviso de fallo o fuego en ninguno de los sistemas. El hilo y los conectores no eran por tanto sensibles a la contaminación con combustible ni con aceites.

También se probó con agua dulce y/o destilada, en este caso y para ambos sistemas izquierdo y derecho se pudieron reproducir avisos de fuego en unas condiciones y con unas características que presentan grandes similitudes con el vuelo del evento.

Humedeciendo un conector en su interior, con distintas proporciones de humedad, se le conectaba sin aplicar un gran par de apriete, es decir, apriete a mano y mucho menor del especificado. Se observó que algunas veces se pasaban los test de fuego y fallo de detección y otras no. En el primer caso, al calentar el conector hasta una temperatura en el entorno de 100 °C y rociar el exterior del conector con agua, a veces se conseguía reproducir el aviso de fuego. En los casos en los que no aparecía aviso, se modificaba la humedad en el conector y se conseguía en la mayoría de los casos avisos de fuego al calentar el conector en el entorno de 100 °C.

Estos avisos de fuego eran además de larga permanencia, del orden de 30 segundos o superior después de dejar enfriar el conector.

El sistema parecía por tanto sensible a la humedad y/o suciedad en sus conectores, siete para cada lazo de motor. Esta humedad puede quedar atrapada en su interior en un

desmontaje-montaje de accesorios o capots de motor, que como máximo tiene una periodicidad de 600 h de vuelo, o bien ser debida a la humedad del exterior cuando estos conectores no se encuentran apretados suficientemente o las arandelas de metal dúctil de las que disponen hayan perdido la estanqueidad.

Todo ello va unido a que el falso aviso de fuego se produce a una temperatura dentro del intervalo normal de trabajo de la zona en la que se encuentra el hilo detector, habiendo pasado en frío, a temperatura ambiente, las dos pruebas de autotest que se deben efectuar al inicio de cada vuelo de acuerdo con el procedimiento: test de aviso de fuego y test de fallo de detección.

Este escenario tenía muchas similitudes con el vuelo del evento, ya que se encontraron la mayoría de conectores con un bajo par de apriete, algunos con indicios de contaminación en su interior.

Las condiciones habituales de vuelo de la aeronave sobre el mar entre Málaga y Melilla implicaban un porcentaje alto e incluso saturación habitual de vapor de agua del aire en la zona. También se obtuvo en la prueba un tiempo relativamente grande en desaparecer el aviso desde que se inició el enfriamiento, similar a la permanencia previsible del aviso en el vuelo del evento, ya que se intentó actuar la segunda descarga de extintor seguramente y en buena lógica debido a la permanencia del aviso de fuego aún después de haber parado el motor y efectuada la primera descarga.

1.16.5. *Análisis de muestras tomadas de la aeronave y motores*

A continuación se describen las muestras de fluidos y otras sustancias tomadas en el proceso de inspección y desmontaje de motores, así como muestras de combustible de los depósitos de planos. Estas fueron analizadas con posterioridad en los laboratorios del INTA. Junto a la descripción de las muestras se acompañan los resultados obtenidos de su análisis.

1. Dos muestras de combustible tomadas una de cada uno de los depósitos del plano: Caracterización del combustible por Cromatografía, normal para un queroseno, salvo índice de separación de agua. No se aprecia la presencia de contaminantes.
2. Muestra de combustible tomada del filtro de combustible del motor derecho, n.º 2: Debido a la escasa cantidad, 450 ml, solamente se pudo realizar una caracterización parcial por Cromatografía con resultado normal para un queroseno, salvo la presencia de 103 mg de partículas. La composición mayoritaria de éstas era carbono, fibras orgánicas, materia silíceas y azufre, con un porcentaje menor del 20% de partículas metálicas menores 50 micras, principalmente cobre con hierro y níquel.

3. Trazas de aceite reseco tomadas del interface entre HMU y AGB de ambos motores: la cantidad menor de 2 mg hacía inviable una caracterización.
4. Muestra de combustible tomada del filtro de combustible del motor izquierdo: Debido a la pequeña cantidad de la muestra no había suficiente cantidad para hacer un cromatograma, y el único ensayo realizado fue el espectro de infrarrojos, con resultado normal de un queroseno.
5. Filtro de combustible del motor izquierdo: Peso total de partículas extraídas: 43 mg. Análisis realizado EDE más dispersión de energías en SEM. Composición mayoritaria de materia carbonosa, silícea y fibras, con un porcentaje menor del 10% de partículas metálicas normalmente menores de 50 micras, principalmente cobre con hierro y níquel, con presencia de alguna partícula superior a 500 micras.
6. Filtro de combustible del motor derecho: Peso total de partículas extraídas: 66 mg; mayoritariamente materia carbonosa, silícea y fibras, con un porcentaje menor del 10% de partículas metálicas normalmente menores de 50 micras, principalmente cobre con hierro y níquel, con presencia de alguna partícula superior a 500 micras.
7. Muestras de combustible tomado de las tuberías de entrada a motores izdo. y dcho.: Debido a la pequeña cantidad de la muestras, el único ensayo realizado en cada una de ellas fue el espectro de infrarrojos, con resultado normal de un queroseno en ambas.
8. Muestras de combustible tomadas de las HMU izquierda y derecha, entrada y «bypass» de la salida: Debido a la pequeña cantidad de la muestras, el único ensayo realizado en cada una de ellas fue el espectro de infrarrojos, con resultado normal de un queroseno en todas ellas.
9. Muestras de combustible del lado derecho, tomadas aguas arriba y aguas abajo del filtro de combustible aparentemente contaminado, de la bomba del depósito del plano derecho, bomba de alta presión, tubería en góndola, calentador de combustible, y enfriador de aceite: Debido a la pequeña cantidad de la muestras el único ensayo realizado en cada una de ellas fue el espectro de Infrarrojos, con resultado normal de un queroseno en todas ellas.
10. Filtro de combustible de la bomba del plano derecho: Peso total de partículas extraídas 7 mg; mayoritariamente materia silícea u azufre, con un porcentaje menor del 5 % de partículas metálicas menores de 50 micras, principalmente hierro, cromo y níquel.
11. Filtros de aceite de las PGB izda. y dcha.: Peso total de partículas extraídas en cada uno de ellos 8 mg. Análisis realizado EDE más dispersión de energías en SEM.

Composición mayoritaria de materia carbonosa, silícea, fibras y azufre, con un porcentaje menor del 5 % de partículas metálicas normalmente menores de 50 micras, principalmente hierro con cromo y níquel, así como algo de cobre y zinc.

12. Filtro de aceite del motor izquierdo: Peso total de partículas extraídas: 250 mg. Análisis realizado EDE más dispersión de energías en SEM. Composición mayoritaria de materia carbonosa (carbono en un 52%) y silícea, con un porcentaje del 30% de partículas metálicas normalmente menores de 50 micras y filiformes de color dorado, principalmente hierro con cromo y níquel, así como algo de cobre y zinc.
13. Filtro de aceite del motor derecho: Peso total de partículas extraídas: 300 mg. Análisis realizado EDE más dispersión de energías en SEM. Composición mayoritaria de materia carbonosa (carbono en un 52%) y silícea, con un porcentaje del 30% de partículas metálicas normalmente menores de 50 micras y filiformes de color dorado, principalmente hierro con cromo y níquel, así como algo de cobre y zinc. Estos abundantes residuos por su apariencia parecen corresponder a los sellos de carbón y laberintos de latón.
14. Muestras de aceite tomadas de los colectores principales de ambos motores y de los filtros de ambas PGB: Se realizó un análisis espectrométrico de aceites con un resultado similar en todos ellos con porcentajes de metales en ppm entre los siguientes valores. aluminio de 0 a 1, hierro de 2 a 8, cromo de 0 a 1, plata de 0,1 a 0,6, cobre de 0 a 1, titanio de 0 a 1 y molibdeno de 0 a 1.
15. Partícula metálica recogida del «chip detector» del PGB izquierdo: Se le hizo un análisis EDE más dispersión de energías en SEM. La composición de ésta era material base hierro, cromo 0,6, níquel 0,8, silicio 1, manganeso 1, y molibdeno-azufre 1,2 (posible contaminación). Este material corresponde a un acero de baja especificación.

COMO RESUMEN DE LOS ANALISIS EFECTUADOS. Las muestras de combustible dieron resultado normal excepto la obtenida del filtro de combustible del motor derecho que tenía en 450 ml, 103,7 mg de partículas mayoritariamente fibras de carbón y en un porcentaje menor al 20% de partículas metálicas. Partículas éstas muy similares a los residuos encontrados en los filtros de combustible de ambos motores. No se encontraron partículas en ninguna otra muestra de combustible ni aguas arriba ni aguas abajo de ninguno de los filtros. Por tanto esta contaminación de combustible estaba limitada al filtro de combustible y provenía de la superficie de filtrado de éste.

Las muestras de aceite y filtros de las cajas de engranajes de hélices o PGB dieron todas un resultado normal con muy pequeñas cantidades, unos 8 mg en ambas, de partículas de materia carbonosa-silícea mayoritariamente.

Las muestras de aceite y filtros de los motores dieron un resultado normal con pequeñas cantidades, 250 mg en el izquierdo y 300 mg en el derecho, de partículas mayoritariamente de materia carbonosa y en un porcentaje del 30% de partículas metálicas filiformes de color dorado.

Estos residuos parecían corresponder por su apariencia a restos de los sellos de carbón y laberintos de latón. La mayor parte de las partículas y elementos metálicos correspondían al desgaste normal de funcionamiento.

1.16.6. *Examen de los daños estructurales de la aeronave y evaluación de aceleraciones*

En fechas posteriores a la investigación inicial se efectuó una inspección estructural sobre los restos de la aeronave con el fin de intentar evaluar la pérdida de integridad del habitáculo de los pasajeros y de la tripulación y su relación con el recorrido por el terreno, así como diversos impactos sufridos en este recorrido e inercias involucradas en la deceleración de la aeronave.

Todo ello con la intención de evaluar la resistencia y capacidad de la aeronave ante un aterrizaje violento («crashworthiness») que acaba en choque con una plataforma de hormigón como ocurrió en este caso.

1.16.6.1. Examen de los daños estructurales

La proa y fuselaje delantero hasta las cuadernas de la 18 a la 20 presentaban una desaparición parcial de su parte inferior y un aplastamiento longitudinal hacia atrás hasta la zona del tren de aterrizaje principal, cuaderna 21. En la zona de cabina de pilotos también se apreciaba aplastamiento longitudinal, aunque se mantenían los paneles del piso.



En la cabina de pasajeros sólo permanecían en su posición aproximada algunos formeros inferiores de cuadernas y los tramos delanteros de los raíles longitudinales de anclajes de asientos. Estos raíles habían sido segados por el impacto en la mayor parte de su longitud, a la altura del angular de empalme con el alma de las vigas longitudinales de la estructura del fuselaje.

En algunos raíles segados permanecían los herrajes de sujeción de asientos y los extremos de patas de asientos rotas.

Los maleteros portaequipajes situados sobre las cabezas de los pasajeros aparecían parcialmente descolgados, pero se comprobó que esto correspondía a daños posteriores al impacto.

El revestimiento presentaba una arruga general entre las cuadernas 9 y 11, que desplazó hacia delante la cuaderna 10, sobre todo en el lado izquierdo del fuselaje, sobre la que va el mamparo de separación entre cabinas.

El asiento del comandante tenía un herraje de fijación roto; este asiento hubo de soportar el empuje hacia delante de la cuaderna 10 mencionada.

Los trenes de aterrizaje mantenían el inflado de sus neumáticos. La pata derecha del principal presentaba daños mas ligeros que provocaban su semi-retracción. La pata izquierda tenía diversas e importantes roturas, así como otras deformaciones, con rotura del travesaño principal, rotura de dos orejetas del muñón delantero, rotura del herraje de cuello de cisne y martinete de retracción suelto.

En la sección del tren de aterrizaje había una acumulación de restos de la estructura de la parte inferior del fuselaje, retenidos por la mayor resistencia estructural del cajón de tren principal. Esta acumulación tenía la forma de un apilamiento relativamente ordenado de formeros inferiores de cuadernas, y entre ellos en acordeón las almas de las vigas longitudinales del fuselaje inferior que soportan los carriles de los asientos.

La parte inferior del fuselaje trasero no estaba en general raspada, ya que el avión hizo el recorrido por el terreno apoyado sobre el tren principal.

Los asientos de la zona posterior de cabina se mantenían anclados en los raíles de sujeción, Algunos presentaban roturas en alguna de sus patas delanteras por compresión y flexión o bien por cortadura de los remaches de unión a la base del asiento.

En la parte superior del fuselaje, sobre todo en el lado izquierdo, y entre las cuadernas 21 y 24, estaba rasgado y semi-desprendido el panel del revestimiento, aparentemente por tracción y avanzando hacia abajo por la fila de remaches de la cuaderna 22, por flexión del puro del fuselaje.

El fuselaje posterior presentaba una arruga de cortadura en el costado derecho, cuaderna 30, en la sección justo detrás de la salida de emergencia trasera y sección de inicio del portón trasero.

La puerta de pasajeros, trasera izquierda, quedó bloqueada. Se encontró contraído el marco del fuselaje en su parte superior, de forma que dejó atascada la puerta.

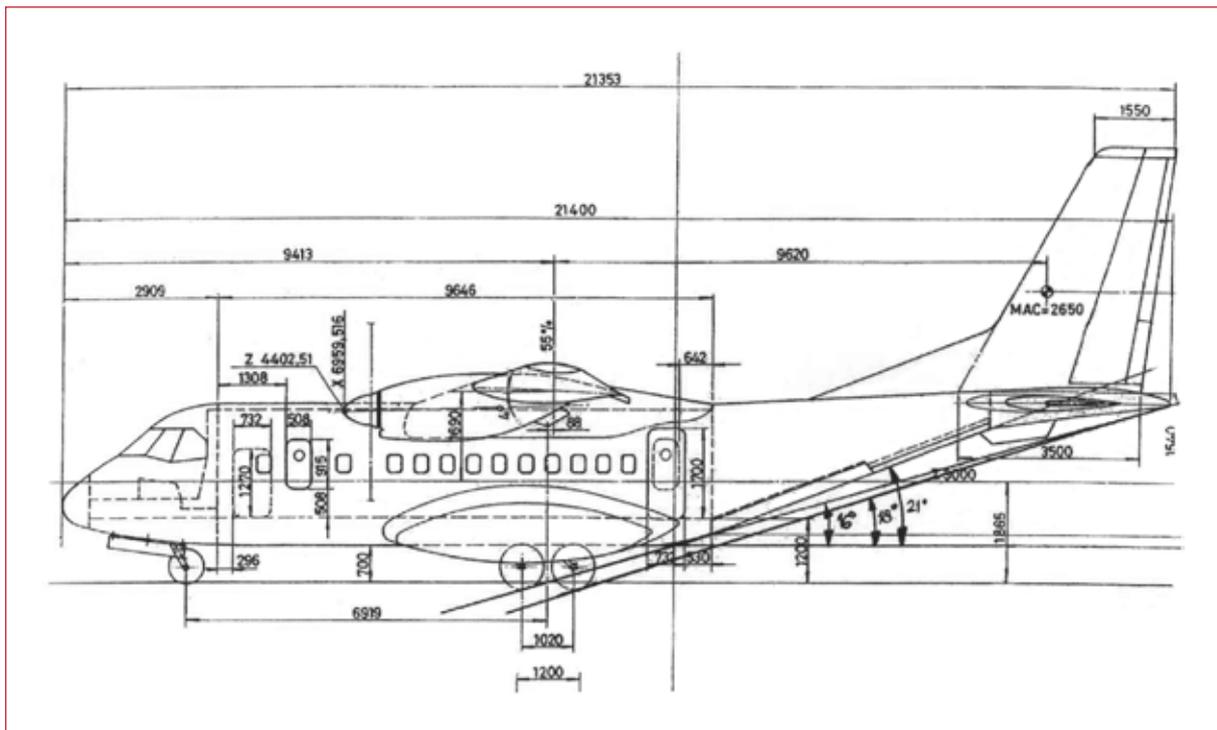
La última cuaderna, la 51 sobre la que va unido el cono de cola, estaba comprimida sobre la cuaderna anterior, en mayor medida en el lado izquierdo. El cono de cola de estructura de sandwich de Nomex-Kevlar tenía varias roturas, y el timón de dirección estaba bloqueado por desplazamiento de su asiento en este cono.

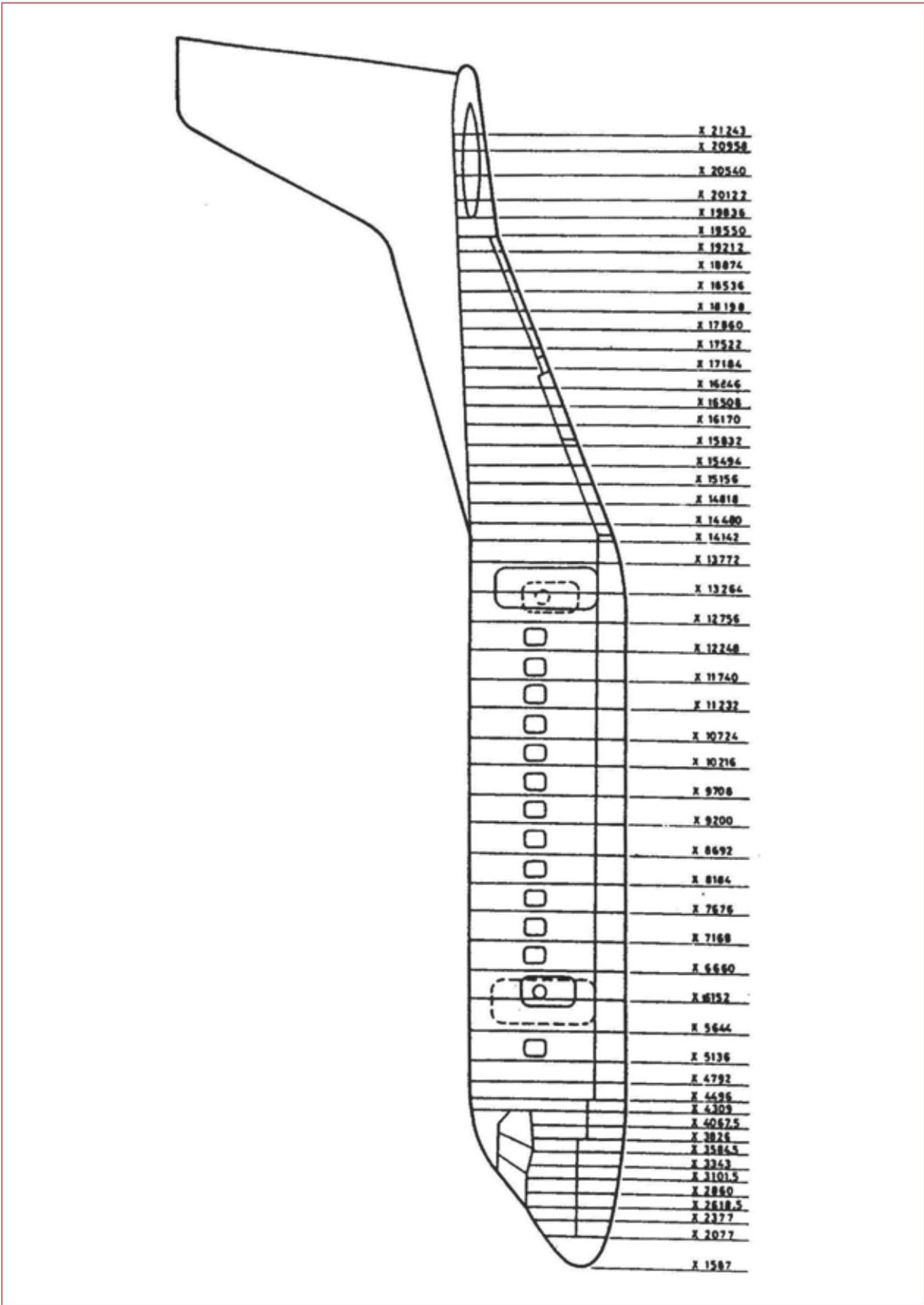
Los planos presentaban varios impactos en borde de ataque de los postes de las balizas, cinco en el plano derecho y dos en el izquierdo. Estos impactos se extendían en raspaduras en el intradós sin perforar el revestimiento, pero ninguno llegó a afectar al larguero anterior del ala, excepto el más exterior del plano derecho, que dañó el larguero y que estaba situado prácticamente en la punta de ala, fuera de la zona de tanques de combustible.

1.16.6.2. *Relación entre daños estructurales y recorrido de la aeronave por el terreno*

En la primera parte del recorrido por el terreno la aeronave mantenía una actitud de morro alto, ya que no se encontraron huellas de la pata de morro, y los últimos datos del DFDR así lo indican también.

Los impactos de balizas durante el recorrido sobre la prolongación del eje de pista, dejaron las huellas sobre planos, hélices y morro del fuselaje, sin afectar a la estructura principal de la aeronave.





En el primer impacto vertical fuerte se alcanzaron 3,59 g y, teniendo en cuenta la actitud de 16° morro arriba y la geometría de la aeronave, la primera zona que debió tocar el suelo fue la parte baja del fuselaje en los alrededores de la cuaderna 30. Esta cuaderna se encontró con una arruga a cortadura.

Después del impacto con la fila transversal de balizas, y la pérdida paulatina de velocidad, se produjo la disminución del ángulo de cabeceo y el contacto de la rueda de morro con el suelo de manera brusca, ya que ésta, posiblemente también dañada por el impacto con las balizas, solamente aguantó durante unos 10 metros antes de desprenderse.

En los últimos metros del recorrido, el avión, ya sin pata de morro y por tanto con ángulo de asiento negativo, fue dejando una huella más profunda. Probablemente allí se inició la deformación y roturas de la parte inferior del morro, a la vez que aumentaba la deceleración.

En el encuentro con el talud, sobre el que se asienta de la autovía, de una altura del orden de 1,5 m y un ángulo del orden de 40°, al entrar la aeronave con una actitud de cabeceo negativo, pudo provocarse un triple efecto de deformación por compresión del morro, giro violento del morro hacia arriba y segado de la parte inferior del fuselaje.

Las grandes fuerzas involucradas en el impacto contra el terraplén fueron las causantes de la mayor parte de las deformaciones y roturas del morro y parte inferior del fuselaje que invadieron el habitáculo de ambas cabinas, así como de las roturas del revestimiento del fuselaje en las cuadernas 10 y 22.

El giro brusco de la aeronave para subir y sobrepasar el terraplén produjo la deformación en cono de cola y pudo producir la arruga del fuselaje a la altura de la cuaderna 30.

Las grandes deformaciones y roturas en esta última parte del recorrido incrementaron fuertemente la deceleración del avión hasta que quedó detenido cuando la rotura y deformación de la parte inferior del fuselaje alcanzaba al tren principal, es decir cuando el tren principal estaba ya comprimido contra el talud.

1.16.6.3. Evaluación de las aceleraciones alcanzadas

Partiendo de los datos disponibles en los grabadores de vuelo y de los obtenidos de las huellas y trayectoria de la aeronave, se ha efectuado un estudio para estimar y acotar las fuerzas a las que estuvo sometida la aeronave, y por tanto las aceleraciones alcanzadas en el impacto.

Con el grado de precisión de los datos disponibles, se obtienen unos resultados de valores medios de aceleraciones, sin que el estudio haya pretendido precisar los valores máximos o picos transitorios alcanzados.

Las conclusiones de este estudio fueron las siguientes:

- La deceleración longitudinal media estimada, en el tramo de recorrido por el terreno llano hasta la autovía, fue de 0,262 g. Los valores máximos de los medios que se alcanzaron en este tramo se produjeron en el segundo contacto y fueron aproximadamente de 0,84 g.
- Los valores mayores de deceleración longitudinal media estimada fueron de 5,8 g y se produjeron en un tiempo de 0,6 segundos que duró el impacto y arrastre por el terraplén de la autovía.
- La estructura del avión estuvo sometida a una fuerte flexión por el primer impacto en la toma de tierra de 3,59 g de aceleración vertical que no debió producir daños en la estructura del fuselaje, pues está calculada para soportar valores más elevados.
- La estructura del fuselaje estuvo sometida a elevados esfuerzos por las tracciones y compresiones de las aceleraciones longitudinales y el empuje contrario del terreno. Además tuvo que resistir las flexiones debidas a la aceleración angular y las fuerzas verticales transmitidas por el terraplén.
- El encabritamiento del avión al subir el terraplén se detuvo con un golpe de la cola contra el suelo. Este movimiento angular dio lugar a aceleraciones verticales, positivas en cabina de vuelo y negativas en cola, del orden de 14 g coincidentes en el tiempo con las más fuertes aceleraciones longitudinales medias estimadas de 5,8 g ya indicadas anteriormente.

1.16.7. Examen de las Unidades de Control de Combustible (HMU)

Las Unidades de Control de Combustible de los motores, llamadas «Hydro Mechanical Units» (HMU), fueron desmontadas de los conjuntos moto-propulsores de la aeronave y examinadas exteriormente durante el desmontaje e inspección de motores y hélices.

Se consideró conveniente efectuar un ensayo o test funcional de estas unidades, ya que ambos motores habían llegado al impacto de la aeronave con el suelo en condiciones de parados o muy escasa potencia y se hacía necesario comprobar si estas unidades pudieron o no tener anomalías de funcionamiento. Por otra parte estos HMU no presentaban apenas daños por el impacto ni otras anomalías que impidiesen su prueba funcional.

Con el apoyo del fabricante de estos equipos, Woodward, y ante la inexistencia de unas instalaciones apropiadas más cercanas, se trasladaron y se efectuaron las pruebas en las instalaciones del fabricante en Illinois, EEUU.

1.16.7.1. Pruebas con el HMU del motor izquierdo

El HMU del motor izquierdo tenía P/N 6068T72P17 y S/N WYG70155.

Se encontraron algunos valores fuera de tolerancias en el test del procedimiento de aceptación, que indicaban que el equipo estaba fuera de los márgenes de trabajo espe-

cificados, aunque el escaso margen por fuera de los límites también indicaba que no tenía anomalías de funcionamiento importantes sino mas bien que estaba fuera de punto y con reacciones fuera de las especificaciones idóneas de trabajo. Por otra parte la anomalía del HMU y DECU en mantener el caudal constante en condiciones de «torque» constante no está relacionada con el evento ya que en la fase de aproximación el CTHS no está conectado. Por tanto el fabricante creía que estas condiciones encontradas en el HMU no tenían relación alguna con un posible corte de combustible o problema de la alimentación al motor.

1.16.7.2. Pruebas con el HMU del motor derecho

El HMU del motor derecho tenía P/N 6068T72P22 y S/N WYG70061.

Se encontraron algunos valores fuera de tolerancias en el test del procedimiento de aceptación, que indicaban que el equipo estaba fuera de los márgenes de trabajo especificados, aunque el escaso margen por fuera de los límites también indicaba que no tenía anomalías de funcionamiento importantes sino mas bien que estaba fuera de punto y con reacciones fuera de las especificaciones idóneas de trabajo. Por tanto el fabricante creía que estas condiciones encontradas en el HMU no tenían relación alguna con un posible corte de combustible o problema de la alimentación al motor.

1.16.8. Extracción de datos de los DECU de los motores

Las unidades de control electrónico digital de los motores (DECU), disponen de una memoria no volátil que almacena los valores máximos de 5 variables y de los últimos 5 ciclos de funcionamiento de los motores. Estas variables son:

Máximas Ng: Revoluciones del generador de gas, compresor y turbina de gas, en tanto por ciento.

Máximas Np: Revoluciones de la turbina de potencia, medidas en el sensor de velocidad situado en la parte delantera del eje de potencia, en rpm.

Máxima T45: Temperatura entre turbinas, en grados centígrados.

Máximas Nq: Revoluciones de la turbina de potencia, medidas en el sensor de «torque» y velocidad situado en la parte posterior del eje de potencia, en rpm.

Máximo Q: Par o «torque» de la turbina de potencia, en libras por pie (lb-ft).

Además de estos datos, suministra los ciclos y horas de funcionamiento dentro de unos márgenes de ciertos parámetros, usados para el historial y mantenimiento del motor.

Los cinco datos enumerados anteriormente proporcionan información de posibles mal funciones del motor en los cinco vuelos precedentes.

Con la ayuda de personal cualificado y de los medios apropiados cedidos por el Ejército del Aire español (EA), se procedió a la extracción y lectura de los datos almacenados en las memorias no volátiles de estos equipos, con el siguiente resultado.

1.16.8.1. Datos del DECU del motor izquierdo

La extracción de datos se realizó con normalidad; volcando éstos a un programa de conversión de valores hexadecimales a unidades de ingeniería. La conversión de valores, sin embargo, no la pudo efectuar el programa, quedando bloqueado. Posteriormente se llevó a cabo un segundo intento con el mismo resultado negativo.

Posteriormente se envió a GE el archivo de datos intermedio, para que procediesen a su conversión a unidades de ingeniería, dando también resultado negativo. La explicación a esta dificultad era que los datos hexadecimales almacenados en la memoria estaban contaminados con información incongruente y descolocada, que impedía una conversión apropiada.

1.16.8.2. Datos del DECU del motor derecho

La extracción de datos, así como su conversión se realizó con normalidad, obteniéndose todas las unidades de ingeniería de los cinco últimos vuelos que se presentan en la siguiente tabla.

	Flt-0	Flt-1	Flt-2	Flt-3	Flt-4
Máx. Ng (%)	96,750	96,016	97,266	97,562	97,422
Máx. Np (rpm)	22.584,38	22.419,37	22.419,37	22.323,12	22.254,37
Máx. T45 (°C)	874,625	863,125	881,937	880,750	883,812
Máx. Nq (rpm)	22.575,78	22.412,50	22.409,06	22.314,53	22.254,37
Máx. Q (ft-lb)	421,469	404,156	423,563	406,625	423,719

Todos estos valores máximos o extremos, es decir las cinco variables en los últimos cinco ciclos de funcionamiento de este motor, están dentro del rango normal de operación del motor.

COMO RESUMEN DE AMBOS MOTORES. En el izquierdo no pudieron obtenerse datos. En el derecho no se encontraron indicios de fallos o mal función en los motores.

1.17. Información orgánica y de dirección

1.17.1. Información orgánica y de dirección del Operador

Para la comprensión de este apartado, es muy importante distinguir claramente entre los diferentes manuales aplicables a la operación de la aeronave CASA CN-235-200, matrícula EC-FBC, como parte de la flota del operador Binter Mediterráneo.

La descripción general de la empresa operadora, responsabilidades de sus diferentes departamentos relacionados con la operación, normas generales aplicables a la tripulación, política de la empresa en cuanto a mínimos de operación, repostado, embarque de pasajeros, tratamiento de incidentes, etc., se encontraban descritos en el «Manual Básico de Operaciones en Vuelo» (MBO) que iba a bordo de la aeronave accidentada. Este manual es aprobado en su mayor parte por la DGAC y se encontraba en su Revisión 6, de fecha Febrero 1997. Podría decirse que este manual regula las operaciones de modo general y establece la política de una empresa operadora. Para la operación técnica de una flota del operador, deben usarse también otros manuales. Este manual forma parte del Manual de Operaciones descrito en el Reglamento de Circulación Aérea en vigor en el momento del accidente y en el Anexo 6 de OACI.

Para la operación concreta del modelo CASA CN-235-200, a bordo del avión se encontraba un «Manual de Operación en Vuelo» (MOV) que ya describía con detalle los sistemas y equipos de la aeronave y los procedimientos normales, anormales y de emergencia para su operación.

Este MOV lo elaboraba la compañía operadora simplemente fotocopiando en un formato más pequeño y manejable en cabina el «Manual de Operaciones CN-235-200» editado por el fabricante de la aeronave. Este manual de operaciones se había editado inicialmente en marzo de 1992, y se encontraba en revisión n.º 3 de fecha 16 de septiembre de 1996, y a su vez estaba basado en el «Manual de Vuelo» de la aeronave, que es el documento aprobado por la Autoridad de Certificación (en este caso la DGAC) y exigido por los requisitos de aeronavegabilidad bajo los cuales se certificó (en este caso FAR-25).

En resumen, la situación de manuales que afectaban a la operación de la aeronave era la siguiente:

Nombre	Contenido y razón para elaborar el manual	Revisión aplicable a la fecha del accidente	Aprobado por
Manual de vuelo, elaborado por CASA (DT90-3506)	Limitaciones, procedimientos (muy resumidos) y performances. No lleva descripción de sistemas. Lo pide la normativa de certificación. Es la «envolvente de vuelo» aprobada. Los demás manuales no pueden rebasar las limitaciones ni las performances establecidas por éste.	Rev. Básica 3, 9-2-2000	DGAC

Nombre	Contenido y razón para elaborar el manual	Revisión aplicable a la fecha del accidente	Aprobado por
Manual de Operaciones elaborado por CASA	Procedimientos ampliados, performances, descripción de sistemas. Para que el fabricante explique en detalle a los operadores cómo operar su avión.	Rev. 3, 16-9-1996. No estaba a bordo del avión. Posteriormente al accidente se envió al operador la Rev. 4 referida a la introducción del TCAS.	CASA
Manual de Operaciones en vuelo (MOV) elaborado por Binter Mediterráneo pero prácticamente idéntico Manual de operaciones de CASA	Procedimientos, performances, descripción de sistemas, y lista de equipo mínimo. En él (02-05-01/02, Listas) se elaboran listas resumidas de chequeo que se extraen en hojas separadas que están al alcance de la tripulación en la cabina, para adaptar y hacer más práctica y accesible la información de operación del avión a las tripulaciones.	Rev. 3, 16-9-1996. Estaba a bordo del avión.	Dirección de Operaciones de Binter
Manual Básico de Operaciones en Vuelo (MBO) elaborado por Binter Mediterráneo Máx. Q (ft-lb)	Organigrama, responsabilidades, actuación en cabina, política de combustible, planificación y despacho de vuelos, mínimos de meteorología... en general la organización y la política del operador.	Rev. 6, febrero 1997. Estaba a bordo del avión.	DGAC

La organización del operador era tal que del Presidente dependía un Director General y de éste un Director de Mantenimiento y un Director de Operaciones.

De la Dirección de Operaciones dependían a su vez un Jefe de Instrucción, un Jefe de Seguridad en Vuelo, un Inspector de Vuelo y un Jefe de Pilotos.

Por tanto, aunque la normativa JAR-OPS 1 todavía no estaba en vigor en la fecha del accidente, y la normativa de operaciones anterior no exigía que las compañías operadoras tuviesen un departamento de seguridad en vuelo, la empresa Binter Mediterráneo sí tenía creado ese departamento según su MBO.

Sin embargo, este manual contemplaba que en caso de ausencia del Jefe de Seguridad de Vuelo, éste sería sustituido provisionalmente por el Director de Operaciones. Esta organización implicaba que dicho departamento podía quedar inoperativo durante las bajas o ausencias de su titular, dado el volumen normal de trabajo de un Director de Operaciones y lo específico de los problemas de seguridad. En Binter Mediterráneo el puesto de Jefe de Seguridad de Vuelo estuvo vacante durante dos años, hasta noviembre del 2000.

El objeto de tener un departamento concreto centrado en la seguridad de vuelo es que se aporte una visión objetiva e independiente de la operación desde el prisma de la prevención de riesgos.

A pesar de que estaba recogido en el MBO, de las informaciones recopiladas se deduce que nunca se hicieron reuniones del comité de seguridad de vuelo.

No se habían redactado ni un plan de prevención de accidentes y ni un manual de seguridad de vuelo. No se distribuía de manera regular a las tripulaciones la información relativa a accidentes, incidentes e incidencias de aeronaves del mismo tipo, CN-235, y la información de las incidencias de la propia compañía se distribuía en general de modo verbal entre los pilotos y durante los cursos de refresco.

Ciertos apartados del MBO, cuya primera edición data de 1991, estaban aún por definir y se encontraban en blanco en el ejemplar analizado. Por ejemplo el apartado de «Hoja de Carga» (Cap. IV, página 4.90./1-2, Rev. 1 dic. 91).

La inspección delegada de la DGAC en la compañía estaba constituida por un inspector, que era el comandante del vuelo del accidente. Las inspecciones se efectuaban normalmente en el trayecto Málaga-Melilla, ruta habitual y conocida por todas las tripulaciones de la compañía.

La situación general de la empresa, que se había puesto a la venta, era de cierta incertidumbre laboral. Por ello, el colectivo de pilotos había mantenido una huelga un par de meses antes del evento.

1.17.1.1. Tripulaciones

La situación empresarial del operador, probablemente en relación con la citada futura venta a otra compañía, hacía que no dispusiese de suficiente número de copilotos, por lo que se operaba regularmente con tripulaciones compuestas por dos comandantes, uno de los cuales había sido habilitado para actuar como copiloto.

La información recogida indica que las tripulaciones de Binter no recibieron instrucción CRM. Esta instrucción no era obligatoria en la fecha en la que ocurrió el accidente.

En el MBO no se describía cuál era la composición óptima de la tripulación, cuál debía ser el gradiente de cabina adecuado ni cuál el mínimo aceptable, ni qué tipos de limitaciones se debían aplicar a la programación de tripulaciones según las características de cada piloto.

No se mencionaba la posibilidad de que la tripulación estuviera compuesta por dos comandantes. No se han encontrado evidencias de que se realizara un estudio de esta configuración cuando la compañía empezó a operar con dos comandantes. El entrenamiento previo adicional que pudiera requerirse para la operación con dos comandantes no estaba contemplado en el MBO. Sin embargo, el manual remitía a normativa general de la DGAC en los aspectos no contemplados en el mismo.

Este manual sí especificaba, dentro del apartado «Obligaciones y responsabilidad» de la tripulación (página 2.40/11), que el copiloto debía operar formando la tripulación de acuerdo a los principios de coordinación y comunicación en la cabina de vuelo, y debía efectuar el seguimiento del vuelo dando los avisos de desviaciones o discrepancias con tiempo. Además de los conocimientos del avión y sistemas que se impartían en los Cursos de Calificación de Tipo o de Refresco, se especificaba que el copiloto debía poseer una base de conocimientos aeronáuticos de naturaleza general y actualizados.

En el MBO se determinaba que el uso de auriculares era obligatorio, con el interruptor en modo interfono, durante toda la operación, excepto en vuelo de crucero.

1.17.1.2. Descripción de tareas

El MBO establece (página 2.40./2) para las tripulaciones técnicas de dos miembros, comandante y copiloto, los titulares de las diferentes funciones son los siguientes (el otro miembro de la tripulación es suplente de cada función):

- Pilotaje: CM1.
- Navegación: CM1.
- Comunicaciones: CM2.
- Operación de sistemas: CM2.

El MBO trata la coordinación entre ambos pilotos en su Capítulo 6, Apartado 2. «Procedimientos generales en la cabina de mando».

Se indica que la coordinación de la tripulación está relacionada con los procedimientos de reparto de funciones y avisos reglamentarios («call out») descritos en los Manuales de Operación de Vuelo de cada avión.

En la página 6.10./ 2 Dic 91, se dice que los objetivos de la coordinación de la tripulación son tres:

- Asegurar que el PF esté dedicado primordialmente al pilotaje del avión, con prioridades claras sobre otros problemas y distracciones;
- Conseguir que los miembros de la tripulación ejecuten sus funciones ordenadamente, siguiendo un orden de prioridades lógico y preconcebido;
- Hacer más fácil la comunicación, mediante la reciprocidad de la información, la supervisión mutua y la vigilancia de las acciones individuales.

Se especifica que «el trabajo en cabina, incluso en los momentos de menor carga, nunca deberá ser individual y solitario». También se dice que la coordinación de la tripulación exige vigilancia y disciplina, la comprobación sin intromisión de las tareas de los

demás y el aviso oportuno cuando exista un desvío para prevenir el riesgo. El comandante «coordinará el trabajo en equipo, estableciendo las prioridades y manteniendo una adecuada vigilancia sobre el conjunto». Los miembros de la tripulación, además de la ejecución de las funciones primarias asignadas, tienen la «obligación de mantener la máxima atención posible en la vigilancia... de las actividades de los demás miembros de la tripulación».

Para esta coordinación, «es primordial una comunicación clara e inconfundible según el principio de comunicación en dos sentidos... La parte básica de la información recibida, así como su ejecución, deberán ser confirmadas oralmente. La comunicación necesaria para... la regulación de potencia de motores, debido a su alta prioridad, deberán darse con las expresiones reglamentarias. Mediante la confirmación oral, el responsable interpelado asume la responsabilidad de la ejecución de la orden recibida».

En la página 6.10./8 Dic 91 se dice que será el comandante quien defina qué tripulante actúa como piloto que vuela (PF).

1.17.1.3. Procedimientos Operacionales Estándar de Emergencia

En el MBO (página 8.10./4), en caso de operación de emergencia sólo se asignan las prioridades básicas. En general, el sentido de la información proporcionada indica que el PF vuele el avión y que el comandante asigne prioridades. Los detalles de los procedimientos de emergencia del avión hay que buscarlos en el MOV y no en el MBO.

En el MBO (pag. 6.10./9) se menciona que «en el caso de que el procedimiento tuviera pasos de memoria (de realización inmediata), se llevarán a cabo tan pronto como la situación lo permita [...] Tan pronto como sea posible, el Comandante solicitará sea leída la lista por el CM2 o PNF».

En cuanto a los avisos reglamentarios o «Call out» durante la operación, entendidos como instrucciones y confirmaciones sobre determinadas acciones, intercambiadas de viva voz entre los miembros de la tripulación de la cabina de vuelo, con el objeto de que ambos miembros de la tripulación mantengan el mismo conocimiento de la situación en cabina, se describen en el MOV, páginas 03.40.01-02, 31 marzo 92. Se trata de los avisos que deben dar los tripulantes durante la operación normal, sin ningún comentario adicional, incluyendo las fases de despegue, subida, descenso, aproximación, aterrizaje y «go-around».

No se contempla ningún tipo de «Call-out» para la operación de emergencia o anormal, aunque en esos casos sí hay anuncios en voz alta (ver apartado 1.18.2 de este informe). En los manuales de operaciones de otros aviones similares tampoco se cita la necesidad de efectuar llamadas de atención reglamentarias («call-out») durante procedimientos de emergencia similares.

1.17.2. Información orgánica y de dirección de la Autoridad Aeronáutica

1.17.2.1. Aprobación y supervisión operacional de la Compañía

1.17.2.1.1. Legislación aplicable en el momento del accidente

Aunque JAR-OPS 1 había sido adoptado en la legislación española mediante el Real Decreto 220/2001, y entraba en vigor a los seis meses de su publicación en el Boletín Oficial del Estado, que se produjo el 3 de marzo de 2001. Por tanto, no era de aplicación a 29 de agosto de 2001.

En esa fecha, la aprobación de compañías operadoras de transporte aéreo comercial se basaba en lo dispuesto en el Reglamento de Circulación Aérea (RCA, modificado por la Orden de 12-3-1997), y en otro tipo de disposiciones de la DGAC.

En concreto, el RCA indicaba en su punto 7.1.8.1 que el Manual de Operaciones de un explotador debía contener, entre otras instrucciones, las siguientes:

- Instrucciones relativas a las obligaciones del personal de operaciones, relacionadas con la realización de vuelos.
- La tripulación de vuelo correspondiente a cada tramo de todas las rutas que vayan a volarse con indicación de la sucesión en el mando.
- Procedimientos de vuelo de emergencia y obligaciones en caso de emergencia asignadas a cada miembro de la tripulación.
- Circunstancias en las que ha de mantenerse la escucha por radio.

La DGAC emitía un Certificado de Competencia al operador si se cumplían diversos requisitos. En el Certificado se indicaba que su validez era de un año, y hacía las funciones del actual Certificado de Operador Aéreo (abreviado comúnmente como «AOC»).

Para la renovación del certificado de competencia, se realizaba una «inspección base» anual. Durante esa inspección base, se revisaba la estructura operacional de la compañía desde un punto de vista organizativo, y se chequeaba el contenido de su Manual de Operaciones.

La renovación también requería realizar una revisión de la estructura de mantenimiento de la compañía.

Entre una renovación y la siguiente, no se realizaba ninguna inspección intermedia o adicional de la compañía.

Las dos últimas inspecciones base, efectuadas antes del accidente, se realizaron en marzo de 2000 y en febrero de 2001. El resultado de ellas fue satisfactorio. Es decir la Dirección de Operaciones contaba según la DGAC con los medios necesarios para poder efectuar una operación normalizada y se le renovó el AOC.

1.17.2.1.2. Legislación aplicable en marzo de 2003

En la fecha indicada, JAR-OPS 1 está en vigor y sustituye al RCA en algunos de sus capítulos. La Subparte C trata de la certificación y supervisión del operador aéreo, e impone la necesidad de que los operadores de transporte aéreo comercial dispongan de un Certificado de Operador Aéreo (AOC). Los requisitos para su obtención, variación y revocación están mucho más detallados en esta normativa.

En concreto, la mencionada Subparte C indica que, a fin de verificar el cumplimiento continuado con JAR-OPS 1, el operador garantizará el acceso de la Autoridad, tanto a su organización como a sus aviones y con respecto al mantenimiento, a cualquier organización JAR-145 asociada.

En el Apéndice P se proporciona también una guía sobre el contenido del Manual de Operaciones que debe preparar el operador.

En la Subparte B (General) se establece que el operador establecerá un programa de prevención de accidentes y seguridad en vuelo, que podrá estar integrado en el Sistema de Calidad.

Los procedimientos de la DGAC para conceder y renovar los AOC se siguen basando en esta fecha en las «inspecciones base», en las cuales se rellenan formularios de inspección para comprobar que los requisitos de JAR-OPS 1 se cumplen.

1.17.2.2. Aprobación y supervisión operacional de los tripulantes de la Compañía

JAR-FCL se publicó en España mediante Orden del Ministerio de Fomento de 21 de marzo de 2000, y era de aplicación en la fecha del accidente.

La DGAC realizaba, bien mediante sus inspectores o bien mediante delegación a inspectores de la propia compañía, dos tipos de evaluaciones operacionales de las tripulaciones del operador para la revalidación de la habilitación de tipo, que tenía validez anual:

- Verificación de competencia: consistente en un examen de pericia bien en vuelo real o bien en simulador; en los tres meses precedentes a la fecha en que expiraba la habilitación;
- Verificación en línea: el tripulante debía volar durante al menos 10 sectores de ruta como piloto en el avión del tipo adecuado, o un sector de ruta como piloto en el avión del tipo adecuado volando con un examinador durante el periodo de validez de la habilitación.

Los requisitos para la autorización o reconocimiento de ciertos cargos operativos en las compañías explotadoras, que podían incluir de inspectores delegados, examinadores, y otros cargos similares, estaban contenidos en una circular operativa de la DGAC.

1.17.2.3. Requisitos de entrenamiento para cambio de puesto de pilotaje

En la fecha en la que ocurrió el accidente, según la Circular Operativa 15B de la DGAC, una habilitación facultaba para actuar en el puesto donde se hubiera efectuado la correspondiente instrucción. Esta Circular indicaba textualmente:

«Las funciones y responsabilidades genuinas al Piloto al Mando son independientes del puesto de pilotaje que ocupe. Para cambiar su puesto normal de pilotaje se precisa realizar un entrenamiento en el nuevo puesto asumiendo los procedimientos inherentes a él; y para mantener esa aptitud (independientemente de lo especificado en el Reglamento de Circulación Aérea), haber efectuado en los seis meses anteriores un mínimo de 3 despegues y aterrizajes en cada uno de los dos puestos, o repetir dicho entrenamiento.»

«El cambio de puesto para el Copiloto presupone el mismo requisito especificado en el párrafo anterior; ello sin menoscabo de la asunción de funciones de mando en los casos necesarios legalmente previstos.»

«Sin perjuicio de la continuidad de la Habilidad de Tipo correspondiente, cuando se produzca la incorporación de personal técnico de vuelo habilitado a una Compañía, y previamente a la asignación de funciones a bordo, se procederá al entrenamiento de adaptación que al efecto expresamente contemple el programa de aquélla aprobado por la DGAC.»

Por lo tanto, el programa de entrenamiento para que un comandante volase en el lado derecho como copiloto requería como mínimo realizar tres despegues y tres aterrizajes en cada uno de los puestos.

Con la posterior entrada en vigor de JAR-OPS 1.968 «Cualificación del piloto para operar en ambos puestos de pilotaje», se requería que un piloto que pudiera ser asignado para operar en ambos puestos de pilotaje superara el entrenamiento y verificación adecuados, especificados en el Manual de Operaciones y aceptables para la Autoridad.

Este entrenamiento debería incluir, además de las verificaciones de competencia del operador según JAR-OPS 1.965 (b), en las cuales hay que demostrar competencia en la realización de procedimientos normales, anormales y de emergencia, las siguientes maniobras:

— Un fallo de motor durante el despegue.

- Una aproximación con un motor inoperativo seguida de una maniobra de motor y al aire.
- Un aterrizaje con un motor inoperativo, entendiendo siempre que los fallos de motor son simulados.

1.18. Información adicional

1.18.1. *Antecedentes de avisos de fuego en motores*

Se ha buscado y recopilado información del operador, del fabricante y de otros operadores acerca de antecedentes, en este tipo de aeronaves de avisos de fuego y causas y consecuencias de los mismos. A continuación se resume la información recopilada.

De acuerdo con la relación de incidentes técnicos relacionados con avisos de fuego en motor (ATA 26) suministrada por el operador, se habían presentado TRES avisos de fuego en motores durante el período de los cinco últimos años, período en el que la flota había volado unas 50.000 h en unos 70.000 vuelos o ciclos.

- El primero de los casos ocurrió en julio de 1997 y la tripulación no paró el motor. Apareció el aviso de fuego en el motor n.º 2 durante el aterrizaje en Málaga y al meter reversa para detener la aeronave en tierra. Era una indicación falsa de fuego en motor y la permanencia del aviso fue de muy corta duración. Se identificó el origen del aviso en un conector intermedio del hilo detector de fuego por «estar sucio y mal conectado» (Item 80 del IPC 26-11-10, figura 01A, Detalle C). Estas suciedad y mala conexión del conector implicaban de algún modo la presencia de humedad previa en el conector.
- El segundo caso ocurrió en agosto de 2000, y la tripulación no paró el motor, sino que solamente retrasaron la PL. Apareció el aviso de fuego en el motor nº 1 durante el despegue de Málaga, justo después de la rotación para durante la carrera de despegue. Fue una indicación falsa de fuego en motor, la permanencia del aviso fue de unos 15 segundos y posteriormente se repitió de forma intermitente otras dos veces. Se identificó el origen del falso aviso en un conector intermedio del hilo detector de fuego por estar «un poco suelto» (Item 30 del IPC 26-11-10 figura 01A, Detalle C) y una zona del hilo detector que rozaba con la estructura soporte. El conector suelto permitía la entrada de humedad.
- El tercer caso ocurrió en octubre de 2000, y fue el único en que la tripulación paró el motor por el procedimiento de fuego o daño fuerte en un motor. Apareció el aviso de fuego en el motor n.º 1 justo después del despegue de Málaga y en el ascenso inicial. Fue una indicación falsa de fuego en motor, la permanencia del aviso fue muy larga, superando incluso el tiempo de efectuar el procedimiento, mayor de 40 segundos. Se identificó el origen del aviso en la rotura del polo activo e interior del cable coaxial detector del bucle del capó inferior, con lo cual este aviso no tenía relación con humedad en conectores.

Parece que hubo otros falsos avisos de fuego anteriores al periodo de los 5 últimos años, y por la información recogida todos o la mayoría de los casos se solucionaron eliminando la humedad y suciedad de los conectores del lazo de detección.

En este mismo período de los cinco últimos años el operador tenía reportados 8 incidentes por parada de motor en vuelo por diversas circunstancias, y sólo uno de ellos se debió a un falso aviso de fuego en Octubre de 2000, como se ha mencionado más arriba.

La información suministrada por el fabricante en cuanto a avisos de fuego de los operadores de aeronaves CN-235, cita CUATRO casos de aviso de fuego en motores, todos ellos del año 2000, e incluye entre ellos los dos casos últimos en la flota de Binter Mediterráneo. Esta información no incluía uno de los casos de Binter, del que supuestamente fue informado al fabricante, y solo mencionaba información reciente del año 2000. Hay que tener en cuenta que muchos de los operadores de la aeronave son militares y en ocasiones el fabricante tenía cierta dificultad para recabar información operacional de ellos.

- El primer caso informado ocurrió en mayo de 2000. Apareció el aviso de fuego en el motor n.º 1 después del aterrizaje. El aviso resultó falso y parece que se produjo por la presencia de agua en un conector del hilo detector inferior.
- El segundo caso informado ocurrió en diciembre de 2000. Apareció el aviso de fuego en el motor n.º 1 en crucero, y resultó ser una indicación real de fuego en motor por pérdida de combustible.

Dentro de la evaluación de avisos de fuego en motores en las aeronaves CN-235, se solicitó del Ejército del Aire español información de antecedentes ocurridos en sus operaciones con estas aeronaves. Se obtuvo información documentada de dos casos:

- El primer caso documentado ocurrió en abril de 1999, y se efectuó el procedimiento de parada de motor por fuego. Apareció un falso aviso de fuego en el motor n.º 2 durante el descenso. La permanencia del aviso fue entre 10 y 20 segundos. Se identificó el origen del aviso en el hilo detector dañado.
- El segundo ocurrió en junio de 1999, y se efectuó el procedimiento completo de parada de motor por fuego. Apareció un aviso de fuego en el motor n.º 2 durante el despegue al alcanzar los 400 pies de altura. La indicación de fuego resultó ser falsa, y la permanencia del aviso fue muy larga, superando incluso el tiempo de 40 segundos para efectuar el procedimiento completo. Se identificó el origen del aviso en la acumulación de humedad y óxido en los conectores del hilo detector de fuego.

El fabricante informó que otra fuerza aérea que opera CN-235 y cuyo mantenimiento es realizado por la propia EADS-CASA, no ha reportado ningún aviso falso de fuego en 50.918 horas de vuelo.

Como se puede apreciar SEIS de los SIETE avisos de fuego fueron falsos. CUATRO de los SEIS avisos falsos fueron originados por la presencia de humedad y/o suciedad en alguno de los siete conectores del hilo detector que existen en cada motor. La presencia de humedad en los conectores es posible por varios motivos: Par de apriete pequeño o aflojamiento del conector por las vibraciones (aunque las instrucciones de montaje requieren que se frene con alambre), colocación errónea de la arandela, ausencia de ésta o no colocación de una arandela nueva en el anterior montaje del conector; o bien conexión del conector sin las debidas precauciones de limpieza y secado del interior del mismo. Con las conexiones efectuadas correctamente y con todas las precauciones, éstas deberían quedar protegidas contra la entrada de humedad en su interior por agua de lluvia o lavado de motores y avión.

El fabricante informó que, según sus cálculos, que incluían los avisos reportados por Binter y por dos fuerzas aéreas, con las correspondientes horas de vuelo de cada uno de esos tres operadores, se obtenía una fiabilidad de $1,2 \times 10^{-5}$ fallos por hora de vuelo.

1.18.2. *Procedimiento de emergencia para fuego en motor o daño severo en vuelo*

En el volumen II, capítulo 4, Procedimientos de Emergencia, del Manual de Operaciones en Vuelo (MOV) se indica que hay algunos pasos de memoria que exigen su anuncio en voz alta antes de ser realizados, para permitir ser vigilados apropiadamente por el otro tripulante. Explica que son aquellos cuya incorrecta ejecución produciría una situación grave y «... están especificados en la versión ampliada de los procedimientos.» Los «pasos de memoria» se imprimen con recuadro en la versión ampliada de los procedimientos en el MOV. El procedimiento de «Fuego o daño en un motor» (página 04-16-01, 16-9-1996) tiene un anuncio en voz alta antes del tercer paso, en el cual el CM1, antes de llevar la PL a ralentí, anuncia esta acción. Después pulsa el botón «MUTE WARN» para acallar la bocina del tren. Sin embargo, no hay anuncio en voz alta antes de retrasar la CL (primer paso) ni antes de tirar de la FH (segundo paso) que producen la parada del motor afectado.

Otro ejemplo en el que hay un anuncio en voz alta es el procedimiento de emergencia de «Amaraje Inminente» (pág. 04-21-03) en el cual, a 150 ft, el CM2 anuncia primero y realiza a continuación la acción de llevar las CL a «fuel off». Después, el CM2 saca ambas palancas cortafuegos y, tras pararse el avión en el amaraje, gira ambas palancas a izquierdas.

En el citado prefacio a los procedimientos, página 04-01-02, 31 marzo 1992, en el cuadro titulado «secuencia para tratar un procedimiento anormal o de emergencia» se dice lo siguiente: «siempre que sea posible se hará una comprobación cruzada de todas las indicaciones disponibles». También se dice que «antes de iniciar un procedimiento anormal, se comprobará que el sistema afectado se encuentra en su debida configuración».

En cuanto a la distribución de tareas, se dice: «La distribución de tareas, en estos procedimientos considera al CM1 como PF que manda y realiza el procedimiento correspondiente...» Hay que entender este párrafo como que el CM1 como PF es siempre el que ordena iniciar el procedimiento y realiza los pasos que tiene asignados en el mismo, ya que cada procedimiento concreto especifica qué piloto (CM1, CM2, PF o PNF) es el que ejecuta cada paso.

El Procedimiento de Emergencia para fuego en un motor incluido en el Manual de Operaciones de CASA, de fecha 31 de marzo de 1992, comenzaba retrasando la palanca de gases (PL) a la posición de «idle», y tras esa acción el comandante daba la orden de proceder con el procedimiento completo.

Con fecha de 16 de septiembre de 1996, el procedimiento se modificó en el citado Manual de Operaciones, de modo que algunas acciones o pasos se cambiaban de lugar. Desde el punto de vista práctico, el procedimiento comenzaba tras la modificación con el corte de la CL del motor que tenía indicación de fuego. Este procedimiento era el que se encontraba a bordo del avión el día del accidente, dentro del MOV del CASA CN-235-200 de Binter Mediterráneo. En el Anexo C se incluye copia de este procedimiento del MOV, junto con el de mismo nombre incluido en el Manual de Vuelo.

Todos los pasos del procedimiento los efectúa el PNF excepto el de llevar la PL a ralentí, que es ejecutada por el CM1

En ninguna de esas versiones de los procedimientos se alertaba a la tripulación de las consecuencias de ciertas acciones, como el corte de combustible retrasando la CL o la actuación de las palancas de FH. Esto tampoco ocurre en los procedimientos de los manuales de operaciones de otras aeronaves similares.

Los procedimientos comenzaban con la leyenda: «Aplicar este procedimiento en el caso de fuego o daño de motor que requiera una parada inmediata».

El Manual de Vuelo aplicable a la aeronave era el documento técnico referencia D.T. 90-3506, que fue aprobado por la DGAC con fecha 7-11-1991. Las revisiones básicas N.º 1 (28-11-1995) y N.º 2 (8-2-2000) afectaban al procedimiento de emergencia de «Fuego en Motor o Daño Severo en Vuelo».

En la primera de esas revisiones, tras avisar de que durante el despegue se debía esperar al menos a alcanzar V_2 , el procedimiento empezaba llevando la CL directamente a «corte de combustible».

Posteriormente, la Revisión Básica N.º 2 del Manual de Vuelo del 8 de febrero de 2000, que no se encontraba incorporaba en MOV del avión siniestrado, ni en la lista de chequeo de emergencia que estaba a bordo del EC-FBC, añadía dos comentarios nuevos al procedimiento.

Se hacía en esa revisión una descripción detallada del uso de las FH indicando a la tripulación que se debe girar totalmente la palanca cortafuegos del motor afectado hasta su tope y mantenerla en esa posición hasta que la luz DISCH #1 se encienda, y, si el fuego persiste, se debe girar totalmente la palanca cortafuegos del motor afectado hasta su tope y mantenerla en esa posición hasta que la luz DISCH #2 se encienda.

El procedimiento del Manual de Vuelo (ver en el punto 1.17.1 la descripción de los diferentes manuales que afectaban a la operación del avión) quedaba en esta última revisión como se indica en el Anexo C a este informe.

El fabricante de la aeronave informó que los motivos para invertir el orden de ejecución de los pasos «PL a ralentí» y «CL a corte de combustible» eran tres: armonizar el contenido del procedimiento de fuego en motor con el de «Daño fuerte en el motor», conseguir el corte más rápido en el motor en caso de emergencia, tanto por fuego como por fuerte daño, y mantener las mejores actuaciones del avión en caso de emergencia (el retraso de la CL asegura el abanderamiento inmediato de la hélice del motor afectado, y en la fase final del despegue este retraso de la CL produce la activación de la reserva de potencia automática para fallo de motor o APR).

El fabricante también informó que el motivo de mantener como tercer paso del procedimiento la acción «PL a ralentí», una vez que el motor ya está parado al haber llevado la CL a «fuel off», se debía a la intención de dejar los mandos del motor parado en la misma posición de «motor asegurado» independientemente de la causa de dicha parada, con el fin de:

- Facilitar el aprendizaje de los procedimientos por los pilotos, tanto de parada de motor como de re arranque posterior del mismo, si las circunstancias lo permiten (en el caso de fuego o daño fuerte de motor el re arranque no se recomienda);
- Facilitar la operación posterior con un motor parado, de modo que la palanca del motor parado esté en su posición más retrasada para que el acceso a la PL del motor vivo se vea libre de obstáculos,
- Hacer más fácil la identificación del motor vivo, impidiendo acciones no deseadas al saber que la PL del motor parado se encuentra en su tope mínimo de vuelo.

1.18.3. *Posición de mandos y avisos en la cabina del CASA CN-235-200*

1.18.3.1. Posición de las FH

Las palancas cortafuegos o Fire Handles, FH, se encuentran localizadas en la parte central derecha del panel superior de instrumentos. La distancia del borde del panel de control de fuego al eje de simetría longitudinal del avión es de 75 mm. El ojo de cada piloto debe estar situado a 525 mm de ese eje de simetría, según el diseño de la cabina.

La diferencia de longitud entre una palanca cortafuegos sacada (preparada para efectuar la descarga del agente extintor) y otra en posición normal es de una pulgada (2,5 cm).

1.18.3.2. Panel de avisos

En el CASA CN-235-200 todos los avisos de luz roja («Warnings») se presentan en el panel central izquierdo de cabina, y aparecen las del motor 1 al lado de las del motor 2 (ver apartado 1.6.7).

Después de producirse el corte de un motor, bien con CL bien con FH, se producen varios avisos «warnings», luces rojas, correspondientes al Generador, Presión de aceite, etc., diferentes en cada uno de los modos de parada, 3 luces en el corte con CL y 4 luces en el corte con FH, pero situadas todas también en el panel central izquierdo de avisos.

En la situación hipotética de que se corte el segundo motor durante el vuelo, ya se encuentran al menos encendidas cuatro luces en el panel de «warnings». A partir de este momento comienzan a encenderse otras cuatro luces rojas en el panel de avisos, todas en el lado izquierdo de ese panel, y, aunque quedan añadidas mezcladas en ese panel, están asociadas a las ya encendidas, por ejemplo, la luz roja #2 ENG OIL PRES aparece a la derecha junto a la #1 ENG OIL PRES que ya estaba encendida en la parada del primer motor, y así sucesivamente. A cada luz de aviso le corresponde el sonido asociado al «Master Warning».

Este hecho es relevante en cuanto a la evaluación del tiempo que la tripulación tardó en darse cuenta que el segundo motor se había parado, como se analiza en el apartado 2 de este informe.

1.18.4. Pruebas en Simulador

Se solicitó la colaboración de CASA-EADS para efectuar los dos tipos de pruebas siguientes en el simulador de la aeronave CASA CN-235:

- a) Condiciones para recuperar el motor después de una pérdida total de potencia en ambos motores.
- b) Muestreo con una reproducción del escenario de la aproximación a Málaga del vuelo del evento para conocer las diversas reacciones posibles de las tripulaciones.

Según información proporcionada por el fabricante, el simulador utilizado tiene la capacidad de mantener el aviso de fuego después de la primera descarga extintora, e incluso hasta 15 segundos después de efectuada la segunda descarga.

En la primera prueba se obtuvieron unos resultados lógicos y esperados por los pilotos con experiencia que confirman que la altura mínima para recuperar la potencia de un motor, en unas condiciones de vuelo de la aeronave de fallo total de potencia y configuración limpia, es de 1.500 pies, como está reflejado en el manual de vuelo de la aeronave. Esto implica que la condición de fallo total de potencia ya esté completamente identificada, se haya tomado la decisión de rearrancar un motor y este se efectúe con pericia y sin dilaciones o pequeños errores en el procedimiento.

En la segunda prueba, efectuada finalmente con un grupo de siete tripulaciones de procedencia militar y compuestas por tres miembros, debido a varias limitaciones encontradas, se pretendía obtener información acerca de los siguientes aspectos:

- Decisión que toma la tripulación ante el aviso de «Fuego» de motor, si decide aplicar un procedimiento de emergencia y qué procedimiento es elegido: Todas las tripulaciones tomaron la decisión de aplicar el Procedimiento de Fuego en un motor, y esta decisión fue tomada en tiempos cortos, menores o iguales a 10 segundos.
- Si el comandante decide continuar volando o transfiere el control del avión al copiloto, asumiendo él combatir la emergencia: En todos los casos el comandante continuó a los mandos y no asumió la tarea de combatir la emergencia.
- Si el comandante hace uso del piloto automático: Nadie hizo uso del piloto automático.
- Si las acciones irreversibles (corte de CL, corte de FH) son supervisadas positivamente por el comandante: Dos comandantes de los siete que componían la encuesta supervisaron las acciones sobre la CL y la FH; cinco comandantes no lo hicieron.
- Observar detenidamente la distribución de la carga de trabajo de la tripulación y ver si el copiloto llega a un punto de «saturación» que le haga cometer errores: La distribución de carga de trabajo pareció correcta en la totalidad de los casos. Sin embargo, el copiloto, en un 57% de los casos, tuvo sobrecarga de trabajo que le llevo a cometer diferentes errores de procedimiento.
- Observar el orden de aplicación del procedimiento de emergencia: No se pudo confirmar este extremo pero parece inferirse por omisión que el orden aplicado mayoritariamente fue el especificado en el Procedimiento de Fuego.
- Tomar nota de las características de cada tripulación para poder ponderar la información registrada (experiencia previa, civil/ex militar, nacionalidad de origen, diferencia de experiencia entre CM1-CM2, etc.): Todas las tripulaciones muestreadas eran experimentadas en ámbito militar y con tripulaciones compuestas por tres miembros incluyendo al CM3 o mecánico de vuelo que asume tareas habitualmente en el Procedimiento de Fuego en un motor.

De forma general se obtuvo también la información siguiente:

- No hubo equivocaciones con la segunda descarga de extintor.
- El aviso de «Flap fail» distrae la atención y sobrecarga de trabajo a la tripulación.

- En general se apreció que las tripulaciones muestreadas no aplicaban explícitamente principios de «Cockpit Resource Management» (CRM), en los aspectos de supervisión cruzada sobre las acciones determinantes en el procedimiento y en la distribución de tareas entre los miembros de la tripulación para combatir la emergencia.

1.18.5. *Gestión de Recursos de Tripulación*

Se entiende por Gestión de Recursos de Tripulación (CRM) el conjunto de técnicas que se dirigen a mejorar la interacción individual en la cabina, aumentar la alerta situacional mutua, la toma de decisión conjunta y la gestión efectiva de la carga de trabajo. De acuerdo con esas técnicas se han diseñado protocolos y procedimientos tendentes a reducir las ambigüedades en las comunicaciones entre tripulantes.

Tradicionalmente CRM se ha centrado en la construcción de equipos humanos eficientes.

CRM proporciona un buen apoyo durante las operaciones normales, aunque no sea necesaria una gran coordinación en estas fases del vuelo. Una coordinación efectiva es crítica, sin embargo, en aquellas raras ocasiones de emergencia que imponen picos de muy alta carga de trabajo.

Desde el punto de vista práctico, centrándonos en un escenario de operación anormal o de emergencia, las técnicas de CRM aconsejan seguir el siguiente protocolo, practicado en simulador por numerosas compañías aéreas:

Ante una operación anormal, ambos tripulantes analizan la situación y el comandante decide el curso de acción a tomar: qué procedimiento se aplica y qué tripulante va a combatir la emergencia; el otro tripulante, mientras tanto, se concentra en volar el avión y gestionar las comunicaciones siguiendo el curso de acción marcado previamente por el comandante y en el que ambos han quedado de acuerdo. A partir de este momento cada tripulante se concentra en las tareas acordadas y sólo solicita confirmación ante acciones críticas o irreversibles, como por ejemplo el corte de combustible a un motor.

Una vez que la emergencia ha sido controlada y el avión ha vuelto a una situación «normal», ambos tripulantes se dan un briefing mutuo de las acciones acometidas y en qué condiciones se encuentra el avión en ese momento.

1.18.6. *Modelo de Gestión de amenazas y errores*

El documento de OACI Doc. 9803 «Auditoría de la seguridad de las operaciones de línea aérea (LOSA)» presenta lo que se describe como un «enfoque moderno del desempeño operacional humano y del error».

Básicamente, se indica que las investigaciones recientes han probado que el error es un componente normal del comportamiento humano. «Independientemente de la cantidad y calidad de los reglamentos que la industria pueda promulgar, de la tecnología que pudiera diseñar, o de la instrucción que las personas puedan recibir, el error continuará constituyendo un factor en los entornos operacionales debido a que simplemente es la parte negativa del conocimiento humano.»

El documento sostiene que «las contramedidas ante el error, que incluyen intervenciones en la instrucción, no deberían limitarse a evitar los errores sino más bien a hacerlos visibles y atraparlos antes de que produzcan consecuencias negativas. Este es el fundamento de la gestión de los errores: el error humano es inevitable pero manejable».

Como parte del estudio de esa «gestión del error», se describe el Modelo de gestión de amenazas y errores de la Universidad de Texas (UTTEM). Este modelo analiza la génesis y desarrollo de los errores operacionales partiendo de la base de que «las amenazas y los errores son parte integrante de las operaciones diarias de vuelo y que deben ser manejados».

El modelo presenta un esquema en el que ante una amenaza (situación externa) la tripulación actúa (manejo de la amenaza).

En ese manejo, la tripulación puede cometer cinco tipos de errores:

- Error intencional de incumplimiento.
- Error de procedimiento.
- Error de comunicación.
- Error de aptitud.
- Error operacional en la decisión.

En el caso de producirse uno de esos errores, la tripulación puede reaccionar ante el propio error de tres maneras:

- Contención: respuesta activa de modo que no haya consecuencias negativas.
- Exacerbación: El error se detecta pero la acción o inacción permite que se introduzca un error adicional.
- Falta de reacción: El error es ignorado o pasa desapercibido.

El resultado del error, en conjunción con la reacción de la tripulación, puede ser de tres tipos:

- Sin consecuencias.
- Estado de la aeronave no deseado.
- Error adicional.

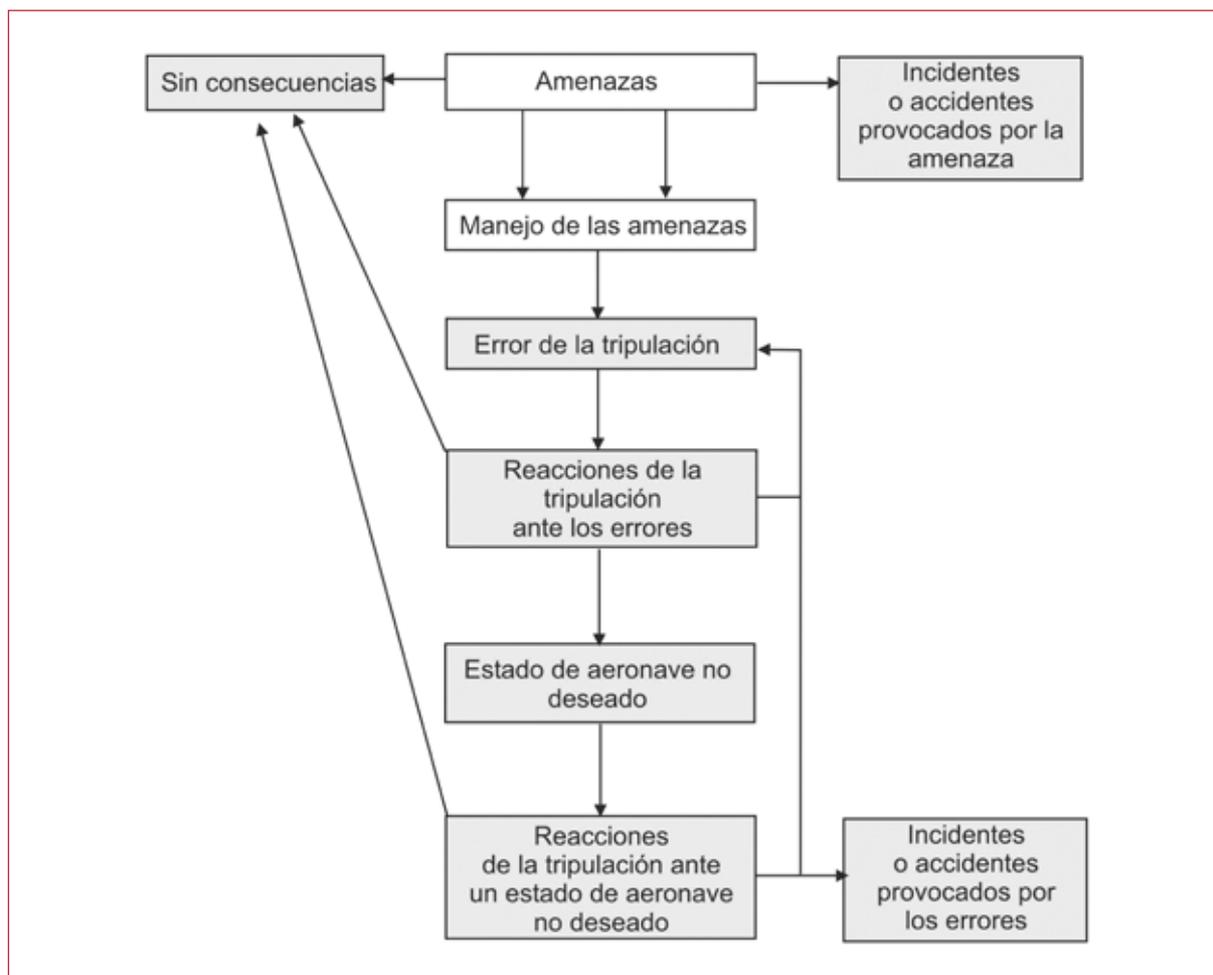
Si la tripulación ha llevado a la aeronave a un estado no deseado, se pueden producir tres reacciones ante ese estado:

- Mitigación de ese estado no deseado.
- Exacerbación, provocando un error adicional o un accidente o incidente.
- Falta de reacción, debido a que se le ignora o pasa desapercibido.

A su vez, estas reacciones de la tripulación pueden producir tres resultados:

- Recuperación.
- Fin del estado con incidente o accidente.
- Error adicional.

Este modelo UTTEM plantea que, partiendo de la amenaza inicial, se produce un proceso iterativo con errores, reacciones, estado de aeronave no deseado, reacciones, nuevos errores, etc. hasta culminar bien con un restablecimiento de la situación normal sin más consecuencias, o bien con un incidente o accidente (ver esquema adjunto, basado en la figura descriptiva del modelo en el mencionado Doc. 9803).



2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo del vuelo

La actividad de los vuelos Málaga-Melilla, en ambos sentidos, a realizar con la aeronave EC-FBC el día 29 de Agosto se había iniciado con un cierto retraso no cuantificado sobre el horario previsto. Al inicio del segundo vuelo de la mañana, el vuelo de regreso a Málaga, aún había un retraso superior a la media hora sobre el horario previsto.

La fase inicial y el crucero del vuelo hacia Málaga se realizaron sin ninguna incidencia fuera de lo normal. Este vuelo, tal como lo tenía previsto la tripulación en el briefing de la mañana, lo llevaba el comandante como piloto a los mandos, PF, y el copiloto llevaba las comunicaciones y vigilaba la operación como PNF.

Entraron en contacto radio con Málaga APP, un poco más tarde se inició el descenso para una aproximación ILS directa a la pista 32 de Málaga y el PF en algún momento posterior desconectó el piloto automático. Todo ello dentro del desarrollo normal del vuelo. El PNF habló también por la frecuencia de la compañía con Operaciones y un poco más tarde, cuando se encontraban a 6 NM y en final, con Málaga APP.

A partir de este momento del vuelo, aproximadamente las 10:14 h, se inicia la secuencia de acontecimientos que desemboca en el accidente de la aeronave a escasos metros de la cabecera de la pista 32 del Aeropuerto de Málaga.

2.1.1. *Secuencia de avisos y acontecimientos en cabina*

Basándose principalmente en el análisis de los datos del DFDR y del CVR, y teniendo en cuenta el resto de información obtenida durante la investigación, se ha efectuado una reconstrucción de acontecimientos en cabina de vuelo y del desarrollo del vuelo.

Para el seguimiento de esta descripción, es útil consultar el Anexo F, con gráficos de parámetros del FDR y con una representación de la trayectoria vertical de la aeronave relacionada con las frases escuchadas en el CVR y con los eventos significativos.

A las 10:14:06 aparece el aviso de fuego en un motor, que da lugar a una serie de acciones por parte de la tripulación para combatir la emergencia que acaba de ser indicada (más adelante se analiza el posible origen de este aviso). De acuerdo con toda la información recopilada la secuencia de eventos en cabina parece ser la siguiente:

2.1.1.1. Reconocimiento del tipo de emergencia y decisión de efectuar el procedimiento de emergencia

Apareció el aviso acústico de fuego en un motor con sus indicaciones sonoras («master warning» y bocina intermitente), y visuales («master warning», panel de avisos y leyen-

da iluminada roja FIRE en la FH). En el mismo segundo del aviso el comandante dijo «tenemos fuego». Se canceló el «master warning» y avisos sonoros.

A los 7 segundos del aviso, el comandante solicitó «parada de motor». Durante este tiempo el comandante había identificado el motor afectado y tomado la decisión de pararlo.

En este caso el comandante pidió e inició el procedimiento de emergencia de fuego en vuelo de un motor, sin aparente dilación, para combatir la emergencia y parar el motor afectado. Parece que existe el convencimiento en determinados pilotos de los operadores españoles de la aeronave, aunque no está recogido en el Procedimiento, que ante un aviso de fuego sin otros indicios de fuego real, es conveniente retrasar la palanca PL y frecuentemente desaparece el aviso, cuando se trata de un falso aviso, sin llegar a la acción más drástica que es el corte del motor afectado. En este caso se atuvieron al procedimiento sin desviaciones.

Por otro lado parece claro que la tripulación relacionó correctamente el aviso con el motor afectado, al menos en este primer momento. Por tanto y de acuerdo con toda la información enumerada el motor afectado por el aviso de fuego era el izquierdo.

2.1.1.2. Cuatro primeros pasos del Procedimiento de Emergencia

El primer paso del procedimiento del Manual de Vuelo (esperar a alcanzar al menos la V_2) no afectaba a esta operación ya que se encontraban en aproximación para el aterrizaje. En cualquier caso, este paso no estaba incluido en el MOV que estaba usando la tripulación.

El segundo paso del Manual de Vuelo y primero del MOV, «Palanca CL del motor izquierdo hacia atrás», debería haber sido ejecutado por el CM2 según la lista de chequeo establecida, aunque también es posible que fuera efectuado por el PF, ya que por estar a los mandos, estaba llevando las palancas de motores. Esta acción corta el combustible en el «fuel control» (HMU), y abandera la hélice izquierda. El inicio de la parada del motor izquierdo se produjo 10 segundos después de la aparición del aviso de fuego.

El segundo paso del MOV, «tirar de la Palanca FH del motor izquierdo» es posible, tanto por procedimiento como por la propia situación de la palanca, que lo efectuara el copiloto, y en este caso PNF. Esta acción cierra la válvula «shutoff» en la alimentación de combustible al motor izquierdo y arma la descarga de las botellas extintoras para su descarga al motor izquierdo.

El tercer paso, palanca PL del motor izquierdo a «flight idle» es muy posible que lo efectuara el PF, tal y como exige el procedimiento. Esta acción pone el régimen de

potencia del motor izquierdo en ralentí de vuelo, pero como el motor izquierdo estaba ya parado, no produjo ningún efecto práctico sobre él o sobre el vuelo. Antes de ejecutarlo, el PF debería haberlo anunciado en voz alta, pero en el CVR no se oyó este anuncio.

2.1.1.3. Incremento de potencia en el motor derecho

A los dos segundos del corte del motor izquierdo se produjo un incremento de potencia del motor derecho, es decir palanca PL del motor derecho hacia delante. Esta acción se realiza para mantener el vuelo y contrarrestar el descenso de potencia del motor izquierdo. Es muy posible que esta acción la efectuara el PF, ya que llevaba el vuelo del avión y las palancas de motores.

Es una acción consecuente con la decisión de efectuar el procedimiento de emergencia para aviso de fuego en el motor izquierdo y para mantener las performances del vuelo en descenso y aproximación final.

2.1.1.4. Comunicación radio con APP Málaga

A los 12 segundos del aviso de fuego se inició la comunicación para informar que se encontraban en el tramo de corta final. Cuatro segundos más tarde contestó APP y los transfirió a la frecuencia de Torre.

Esta comunicación la efectuó el PNF y en ella no se informó del aviso de fuego y corte del motor izquierdo. Este hecho parece indicar que había normalidad en cabina y no había prisa en comunicar la emergencia.

2.1.1.5. Se produce un aviso de altitud

No se tiene certeza absoluta de que el pitido que se escucha en el CVR corresponda a un aviso de altitud, pero en el supuesto probable de que fuera así, indicaría que había una altitud seleccionada y posteriormente induciría a una acción para cambiarla. Este aviso se produjo a los 14 segundos del aviso de fuego y la acción de cambiar la altitud seleccionada correspondería al PF.

2.1.1.6. Descarga del primer extintor

Se produjo en cabina una conversación a los 24 segundos del aviso de fuego, en la que se mencionó que no se apagaba el aviso de fuego, se citó el tiempo transcurrido de 10 segundos, se pidió descarga y por último se dijo «descargando». Estaban efectuando el

cuarto paso del procedimiento del MOV, girar la FH del motor izquierdo a la izquierda para efectuar la descarga n.º 1 sobre el motor izquierdo.

Esto hace suponer que el aviso de fuego en el motor izquierdo persistía en esos momentos.

La mención a los 10 segundos de tiempo, no existe en el procedimiento actual aprobado del manual de vuelo, pero sí en el procedimiento del MOV de 16 de Septiembre de 1996, que es el que en la práctica estaba empleando la tripulación. Contiene la instrucción «Si la luz permanece encendida transcurridos 10 seg» implica «Botella 1 Disparada; Girar la palanca cortafuegos a izquierdas y observar que se enciende la luz DISCH de la botella 1». A continuación se pone el reloj en marcha para contar tiempo de nuevo.

Unos segundos más tarde mencionaron el «tiempo en apagarse» de «40 segundos». Tanto el manual de vuelo como el MOV mencionan la necesidad de esperar 30 segundos entre la actuación de la primera extinción y la segunda, lo que sumado a los 10 segundos ya mencionados, darían la cifra de 40 segundos que se escucha en el CVR.

2.1.1.7. Cambio de frecuencia APP a frecuencia de TWR, y comunicación con TWR

Se escuchó en cabina, a los 39 segundos del aviso de fuego, una campanilla que parecía corresponder con el cambio de frecuencia radio, que entraba en la lógica de secuencia, ya que en la anterior comunicación con APP fueron transferidos a TWR.

Cinco segundos después del cambio de frecuencia comunicaron con TWR, informando que estaban en corta final y llevaban fuego en un motor, a la vez que declaraban emergencia. Se autorizó el aterrizaje en pista 32 y se suministró la información de viento. La conversación se prolongó al preguntar TWR si necesitaban apoyo en tierra.

La tripulación contestó con una expresión «pues... que estén preparados por si acaso» que de nuevo denotaba ausencia de preocupación excesiva para la toma y cierta normalidad en cabina.

Las comunicaciones radio con Control de Aproximación Málaga, el cambio de frecuencia para pasar con Torre y las llamadas a la Torre de Control se produjeron cerca de los momentos críticos de la aplicación del procedimiento de fuego de motor.

2.1.1.8. Toma de decisión de efectuar la segunda descarga, y «descarga»

Se inició una conversación en cabina, a los 60 segundos del aviso de fuego, acerca de qué hacer a continuación («¿Qué vas a hacer?»), y se oyó la frase «tirar del otro», que

parece corresponder con la toma de decisión de la descarga de la segunda botella de agente extintor. La respuesta fue «Tira del otro».

A los 67 segundos del aviso de fuego se oyó un chasquido, que podría corresponder, según todos los indicios, a la acción de tirar de la palanca FH del motor derecho. Habían transcurrido 57 segundos desde el inicio del descenso de parámetros y por tanto de la parada del motor izquierdo mediante la CL.

Un segundo después se escuchó en el CVR «descargo... también». El descenso de parámetros del motor derecho leído en el DFDR se inició 59 segundos después del inicio de parada del izquierdo, y este descenso corresponde al corte de motor mediante la FH derecha, como se comprobó a través del vuelo de prueba y con un retraso de 2 o 3 segundos entre la acción sobre la palanca y el inicio de disminución de parámetros.

Por tanto el corte del motor derecho mediante la FH se produjo a las 10:15:13 h, 57 segundos después del corte del motor izquierdo mediante la CL y 67 segundos después del aviso de fuego.

2.1.1.9. Aviso de fallo de flap y bajada del tren de aterrizaje

Durante la configuración del avión para el aterrizaje, que se inició casi a continuación de la acción anterior y a los 72 segundos del aviso de fuego, se produjo el aviso de «flap fail».

La corrección de esta anomalía absorbió la atención del copiloto durante unos siete segundos, tiempo que tardó en corregir el aviso de flap. A partir de ese momento, presumiblemente debió continuar configurando el avión para la toma de tierra: bajar el tren, chequeos finales de cabina, etc.

Se pudo escuchar el ruido del tren de aterrizaje saliendo de su alojamiento, y tras el accidente se comprobó que la palanca de flaps y los propios flaps estaban en posición de 15°.

2.1.1.10. Primeros indicios percibidos de falta de potencia

A los 83 segundos del aviso de fuego, y a los 16 segundos del corte del motor derecho, se produjo una corta comunicación entre la tripulación en la que se mencionó «dale para adelante», que podría corresponder con la acción sobre la palanca de potencia del motor derecho, PL, para solicitar incremento de potencia de éste o bien con la acción sobre la CL del mismo motor derecho para incrementar las revoluciones de hélice al 100% desde el 90%, aunque esta acción no llegó a ejecutarse según se vio en los datos del DFDR.

En este momento los valores de «torque» y «fuel flow» del motor derecho habían caído por debajo del 50% del valor seleccionado por la tripulación con la PL y estaban muy próximos al valor cero, aunque se recuperaron ligeramente después de acuerdo con los datos del DFDR para caer a valores de 0 a los 26 segundos el «torque» y a los 27 segundos el «fuel flow», después del corte de motor derecho con la FH.

Éste parece ser el primer indicio que observaron de falta de potencia, que intentaron corregir adelantando la palanca PL o CL del motor derecho y que no relacionaron en esos primeros instantes con un corte del motor derecho. En el CVR no se oyeron avisos sonoros al respecto.

2.1.1.11. Entra la tripulante de cabina de pasajeros a cabina de vuelo

Un segundo más tarde, a los 84 segundos del aviso de fuego, entró la tripulante de cabina de pasajeros a la cabina de tripulación. Mantuvo una breve conversación con uno de los tripulantes en la que posiblemente informó que la cabina estaba asegurada para el aterrizaje, pero no recibió comunicación alguna de emergencia.

Debido a ello, la tripulante de cabina de pasajeros no pudo alertar al pasaje para que adoptasen la postura de protección antes del aterrizaje.

2.1.1.12. Comunicación de TWR

La Torre informó a la tripulación que los servicios de emergencia estaban avisados. La tripulación colacionó la información con su número del vuelo. Esta comunicación se recibió a los 89 segundos del aviso de fuego.

Es muy probable que el PNF gestionara las comunicaciones radio a la vez que combatía la emergencia de fuego en un motor y configuraba el avión para el aterrizaje. El PF solamente volaba el avión en esos momentos.

2.1.1.13. Avisos de Mínimos y «Glide Slope»

Se inició la serie de avisos automáticos a los 109 segundos del aviso de fuego con dos avisos de «Minimum» separados un segundo entre sí. Diez segundos más tarde sonaron los avisos de GPWS «Glide Slope».

Antes de esos avisos no se escuchó ninguna conversación entre los pilotos, y por tanto puede inferirse que la tripulación aún no había reconocido el origen de la falta de potencia, aunque los indicadores de «torque» y «fuel flow» estaban ya en valores de 0 desde antes de los 95 segundos desde el aviso de fuego. No así el indicador de revolu-

ciones de la hélice, que cayó bruscamente unos segundos más tarde, a los 104 segundos del aviso de fuego.

Entre los avisos de «Minimum», sin embargo, se escucharon en cabina frases entrecortadas que indicaban que el comandante se dio cuenta de que algo anormal estaba pasando, y la aeronave estaba con escasa potencia de motores. Lo que ocurría realmente es que estaban ya sin potencia.

A los 127 segundos del aviso de fuego y entre los avisos de «glide slope» se escucharon frases entrecortadas en las que se apreciaba que la tripulación había reconocido que los dos motores se habían parado y ya no tenían potencia. Dos de las frases escuchadas en esos instantes fueron: «Pero ¿qué motor me has parado?» y «Me has parado los dos».

2.1.1.14. Última comunicación con TWR de Málaga

A los 135 segundos del aviso de fuego, el PNF comunicó con Málaga TWR para informar que iban sin motores. En esta comunicación equivocó el destino de la llamada al decir: «¡Melilla, vamos sin motores!».

2.1.1.15. Caída de la aeronave y primer impacto contra el terreno

A los 141 segundos del aviso de fuego se escucharon en cabina expresiones que indicaban el inevitable impacto contra el suelo.

A los 143 segundos se oyó el ruido de los primeros impactos con los postes de las balizas de aproximación a la pista 32 de Málaga y contra el terreno. De acuerdo con la sincronización efectuada, éstos se produjeron a las 10:16:29 h.

2.1.1.16. Interrupción de la grabación de CVR y DFDR

A los 145 segundos (es decir, a los 2 minutos y 25 segundos) del aviso de fuego en un motor se interrumpe la grabación del CVR.

A los 152 segundos del aviso de fuego en un motor se interrumpe la grabación de datos en el DFDR, es decir 7 segundos después de la interrupción del CVR.

La explicación más factible de esta diferencia de tiempo en el momento de la interrupción de los grabadores de vuelo es que el cableado de alimentación al CVR se vio afectado e interrumpido por los primeros impactos con las balizas y desprendimiento de alguna parte del revestimiento de morro y/o parte inferior del fuselaje. Sin embargo la

alimentación del DFDR no se interrumpió hasta el último tramo del trayecto de la aeronave por el suelo.

Unos segundos antes, a los 148 segundos del aviso de fuego en un motor, se escuchó en TWR la frecuencia de 121,5 MHz, que correspondía a la baliza de emergencia del avión que había saltado y comenzaba a emitir.

2.2. Rescate y Salvamento

En la cabina de pasajeros, como ya se ha mencionado, no se recibió ningún aviso de emergencia antes del impacto. Por ello los pasajeros, que ya estaban sentados y asegurados para la toma en el Aeropuerto de Málaga, no estaban prevenidos del aterrizaje forzoso y para adoptar la postura de protección antes del impacto.

Poco después del impacto, el personal de la torre de control, que había visto el impacto desde su posición, comunicó con APP para informarles que no admitían tráficos y que el Aeropuerto quedaba cerrado de momento.

Con el impacto los asientos de las filas delanteras, 2 filas en el lado derecho y 5 en el lado izquierdo, se desprendieron de sus soportes en el piso de cabina por el segado de la estructura soporte en el impacto final con el terraplén y con la plataforma de hormigón y asfalto de la carretera. Estos asientos se desplazaron y amontonaron en la parte delantera de la cabina de pasajeros y obstaculizaron la apertura de las dos salidas delanteras desde el interior.

La tripulante de cabina de pasajeros quedó físicamente imposibilitada para ayudar en la evacuación, pero, a pesar de sus lesiones, se mantuvo consciente y pudo dar indicaciones verbales a los pasajeros para la evacuación.

La evacuación se inició por un pasajero que desde el interior abrió la salida de emergencia trasera derecha. Por ella salieron del avión unos 25 pasajeros bien por sus propios medios o con la ayuda de las primeras personas que acudieron al lugar del accidente. El rescate y evacuación de los pasajeros de las filas delanteras, entre los que se encontraban los heridos y fallecidos, fue más difícil y lento.

La activación de la alarma y la llegada de los bomberos hasta la valla perimetral del aeropuerto fue rápida y dentro de los tiempos establecidos para ello. La llegada al lugar donde se encontraba la aeronave, de acuerdo con las estimaciones basadas en la información recopilada, fue más lenta.

Las acciones de los bomberos sobre los restos de la aeronave para conseguir aberturas para la evacuación no dieron buenos resultados. Al menos en cabina de vuelo ya que

tuvieron que abandonar el intento ante la gran resistencia de la estructura en esa zona del fuselaje.

La puerta de pasajeros trasera izquierda, de tipo I y de mayor tamaño que las salidas de emergencia tipo III, permanecía cerrada después de la evacuación completa de pasajeros y tripulación. No pudo ser abierta desde el interior ni desde el exterior.

Debido a la falta de datos del DFDR en los últimos instantes del accidente, se ha realizado una estimación analítica de los valores de aceleración sufridos por la aeronave (ver párrafo 1.16.6.3). De acuerdo con el examen estructural y con dicha evaluación, se ha estimado que se alcanzaron unas aceleraciones longitudinales medias máximas del orden de 5,8 g, unidas a unas aceleraciones verticales medias en el fuselaje de 3,59 g, que alcanzaron valores extremos en cabina de vuelo y cola del orden de 14 g por el giro angular en el impacto final con el terraplén de la autovía. A excepción de la arruga en la cuaderna 30 del fuselaje, no se encontraron deformaciones locales en la zona de la puerta de pasajeros. Sí se encontraron asientos rotos.

Lo anterior explica el fallo progresivo del suelo de cabina de pasajeros y desprendimiento de varias filas de asientos de pasajeros.

La normativa de certificación aplicada en este Tipo de Aeronave, FAR 25. 561 y 25.783, indica que cada puerta externa deber estar «razonablemente libre de bloqueo» en el caso de un «choque menor» («minor crash»), definido por unos valores de aceleraciones últimas de inercia actuando separadamente de: 9 g longitudinales hacia delante, 2 g verticales hacia arriba, 4,5 g verticales hacia abajo y 1,5 g laterales (FAR 25.561, enmienda 25-23).

En el caso que nos ocupa, las aceleraciones vertical y longitudinal actuaron simultáneamente. El resultado de los análisis efectuados no ha podido establecer de modo concluyente si la puerta trasera izquierda debió razonablemente permanecer operativa bajo las aceleraciones alcanzadas de acuerdo a los requisitos de aeronavegabilidad bajo los cuales está certificado el avión, ya que la propia estimación de las aceleraciones se ha revelado como muy complicada debido a la ausencia de valores medidos en el último tramo del choque con el terraplén.

2.3. Origen del aviso de fuego en un motor

Se tiene confirmación a través del CVR que el aviso acústico de fuego en un motor se produjo a las 10:14:06 h. Por el desarrollo posterior del vuelo, se da por confirmado que este aviso se produjo en el motor izquierdo, y que el aviso permaneció encendido al menos hasta el intento de la segunda descarga de extintor, es decir, por un tiempo superior a 67 segundos.

Por la investigación posterior se ha confirmado que no hubo fuego real o sobre temperatura en ninguno de los motores, por lo que el aviso fue un falso aviso de fuego.

Los ensayos e investigaciones efectuados posteriormente en los sistemas implicados en este falso aviso (sistema de detección de fuego en motores, sistema de aviso de fuego y sistema extintor de fuego) han confirmado que no hubo ningún tipo de avería o mal función en la presentación del aviso y que éste se originó en el sistema de detección de fuego.

El examen visual detallado de los bucles de hilo detector de ambos motores mostró daños externos mayores en el del motor derecho y sin embargo estos daños no parecen haber sido los causantes ni tener relación alguna con el falso aviso de fuego. Las pruebas funcionales de ambos detectores dieron resultado satisfactorio.

En las pruebas con diferentes condiciones ambientales efectuadas a los sistemas de detección de ambos motores se consiguió reproducir sólo en uno de ellos el que podría ser el escenario del falso aviso de fuego, en cuanto al estado del sistema detector de fuego en motores:

1. Humedad y/o suciedad en alguno o algunos de los 7 conectores que enlazan el bucle de cada uno de los motores.
2. Par de apriete en estos conectores inferior al nominal, bien por deficiente montaje, bien por aflojamiento por las vibraciones del motor (aunque los conectores van frenados con alambre), que permitía la posible renovación del aire del interior de dichos conectores y la consiguiente entrada de humedad.
3. Posible no reposición de las arandelas metálicas usadas por nuevas en cada desmontaje-montaje, que dejaría en precario la estanqueidad del conector o conectores y que facilitaría la posible renovación del aire del interior de éstos.

En cuanto al punto 1, se comprobó que algunos de los conectores de ambos bucles presentaban trazas de residuos, indicadores de contaminación en su interior, y en uno de los conectores del bucle izquierdo se encontró una pequeña cantidad de suciedad, que denotaba una contaminación en su interior en mayor grado y de mayor antigüedad aparente.

En cuanto al punto 2, se comprobó que el par de apriete, en la mayoría de los conectores que no habían sido aflojados durante el desmontaje de los motores, era inferior al nominal. Esta deficiencia podría tener su origen en el último desmontaje-montaje o podría ser consecuencia de las vibraciones en el habitáculo de los motores, en el caso de que el frenado con alambre de los conectores no se haya efectuado correctamente.

En cuanto al punto 3, no se ha podido rastrear y comprobar si en el último montaje-desmontaje se cambiaron o por el contrario se reinstalaron las arandelas de sellado de estos conectores.

Se enumeran a continuación las condiciones y características del falso aviso de fuego reproducido en los ensayos ambientales, y que parecen muy similares a las que se dieron en el vuelo del evento.

La más importante de éstas es la humedad en el interior de alguno o algunos de los conectores del bucle, en una proporción tal que permite pasar los tests pre-vuelo del sistema detector de fuego. Es decir, con el habitáculo del motor a temperatura ambiente o al menos a una temperatura inferior a la de funcionamiento del motor después de 30 minutos de vuelo, se pasan los tests pre-vuelo, pero al incrementarse la temperatura hasta el rango de los 100 °C, habitual en vuelo, provoca la activación del aviso de fuego, y éste permanece activado durante un tiempo largo, del orden de los 30 segundos al menos. Esto ocurrió durante los ensayos posteriores al accidente cuando se combinaba una situación en la que se depositaba agua en el interior del conector, con el conector aflojado, y al aumentar la temperatura durante el ensayo se seguía añadiendo agua desde el exterior.

Este sistema de detección de fuego en motores es sensible a la humedad en los conectores, en el caso de que las arandelas de estanqueidad estén en mal estado o haya un par de apriete por debajo del especificado, y este fue muy posiblemente el motivo de la activación del falso aviso de fuego. Esta condición del sistema detector parece haber sido por otra parte la causante de la mayoría de los falsos avisos anteriores documentados, tanto por los operadores como por el fabricante de la aeronave.

También se ha comprobado que era un problema conocido por el fabricante del sistema detector. Sin embargo estos falsos avisos han seguido produciéndose y no se han conseguido eliminar totalmente.

Si bien no se ha podido obtener una mas completa información de antecedentes de falsos avisos de fuego en la flota de estas aeronaves, parece que el porcentaje de éstos ocurridos al Operador, que sí han podido documentarse, es del orden de 3 casos por 50.000 h de vuelo o 3 casos por 70.000 ciclos.

El fabricante informó que la tasa de fallos del sistema era de $1,2 \times 10^{-5}$ por hora de vuelo, lo cual era un valor adecuado para este sistema.

Sin embargo, para el operador civil Binter la tasa de fallos era de un valor superior, y que provocó la repetición de los falsos avisos, por lo que se considera necesario emitir una recomendación de seguridad referida al sistema detector.

La última revisión de mantenimiento «tipo C», en la cual se desmontan los elementos sensores, la había realizado EADS-CASA el 17-11-00. Posteriormente, Binter realizó otras revisiones programadas y mantenimiento no programado sobre el sistema.

A raíz de los reportes efectuados por Binter-Mediterráneo, el fabricante de la aeronave envió un fax a este operador (ver apartado 1.6.9) con instrucciones adicionales

sobre el mantenimiento del sistema. No se emitió ninguna comunicación genérica de mantenimiento dirigida a todos los operadores ni se modificó el manual de mantenimiento.

2.4. Análisis de la operación y factores humanos

2.4.1. Instrucción de cambio de puesto de pilotaje

Desde un punto de vista general de las operaciones de vuelo, por las informaciones recopiladas se deduce que en la compañía, debido a su situación de posible venta, había un cierto ambiente de inquietud laboral. No existía un plan de prevención de accidentes, y la oficina de Seguridad de Vuelo, que estaba creada pese a no ser requerida por la legislación, estaba inoperativa. No se celebraban reuniones del Comité de Seguridad de Vuelo.

El cambio de puesto de pilotaje de un comandante que es asignado a funciones de copiloto, no está sólo relacionado con un cambio en los procedimientos que debe asumir un piloto durante la operación normal o de emergencia, sino que también produce un cambio en la función y responsabilidad.

El nuevo copiloto, que antes era comandante, pasa de ser el gestor y responsable de la operación, es decir, de decidir el curso de la acción y el procedimiento a ejecutar, a ser el ejecutor de las órdenes de otro comandante. Además, en el caso que nos ocupa, el copiloto debía alternar estas nuevas funciones en unos vuelos, con las de comandante en otros vuelos si así se le asignaba.

Por tanto, además de que las acciones a ejecutar durante los procedimientos no son las mismas, el rol en cabina cambia totalmente en función del puesto de comandante o copiloto. Tampoco la simetría de cabina es completa, y la diferente posición del piloto en función del puesto que ocupa, bien de CM1 o CM2, hacen que la percepción de la operación sea diferente.

En este caso, se considera que un factor fundamental en el accidente fue el entrenamiento recibido por el copiloto, que probablemente no fue suficiente en cuanto a refresco de los procedimientos de emergencia a ejecutar desde la posición de copiloto y como PNF.

Según la información recopilada de instructores de CN-235, el procedimiento de emergencia de fuego o daño fuerte en un motor, al igual que el de parada de motor y otros básicos, es simulado y practicado muchas veces en el simulador. El objetivo de esa práctica es conseguir que las tripulaciones reaccionen «rutinariamente» y con serenidad en el caso de una emergencia de este tipo, aplicando los correspondientes pasos de memoria.

Sin embargo, de la información obtenida se deduce que dichas emergencias no fueron entrenadas en simulador por el copiloto durante su entrenamiento para cambio de puesto de pilotaje. De hecho, el copiloto no recordaba haber ejecutado nunca ningún entrenamiento en simulador en el cual hubiese sido necesario llegar hasta una segunda descarga de extintor después del aviso de fuego en un motor.

En contra de esta idea de escaso entrenamiento, podría argumentarse que el copiloto de este vuelo contaba con 3.608 h de experiencia como copiloto de CN-235, y 1277 h como comandante de ese avión. Desde el 14 de mayo de 2001, fecha en la que empezó a volar tanto de CM1 como de CM2 dependiendo de la programación, había volado 130 sectores como copiloto.

Es decir, no se trataba de un piloto de los que habían entrado directamente como comandantes de CN-235 (como ocurría con el comandante y PF de este vuelo, el cual siempre había volado como comandante en las 4166 h que tenía en CN-235) y que en un momento dado fuese asignado a realizar labores de copiloto. Es lógico suponer que, en el pasado, el copiloto de este vuelo había recibido el adecuado entrenamiento como copiloto de CN-235, hasta que, después de un período en el que actuó como comandante durante también muchas horas, realizó el aludido último curso de cambio de puesto pilotaje para volver a ocupar el lado derecho de la cabina de vuelo.

Sin embargo, el copiloto había sido habilitado como comandante hacía dos años, y también es lógico suponer que en ese largo tiempo tendiese a «olvidar» los procedimientos inherentes a su anterior puesto de pilotaje al cambiar al lado izquierdo, de modo que no se produjesen interferencias indeseadas en la operación.

Por todo ello, se estima conveniente recomendar que se incluyan en el entrenamiento para el cambio de puesto de pilotaje sesiones de entrenamiento de emergencias en simulador, independientemente del historial previo de vuelos del piloto que vaya a cambiar de puesto.

2.4.2. *Gradiente en cabina*

En el caso de la tripulación del vuelo Binter 8261, los siguientes datos nos aproximan al gradiente de cabina existente:

- Aunque el copiloto tenía un número de horas de vuelo superior al del comandante, puede considerarse que la experiencia aeronáutica de éste era algo superior. El número de horas de ambos en el CN-235 también era parecido, pero todas las horas del CM1 en este tipo de avión habían sido como comandante, mientras que el CM2 tenía un alto número de horas como copiloto.
- El tripulante que actuaba como comandante era el jefe de pilotos de la compañía y había actuado como comandante desde que la compañía comenzó a operar mientras que el copiloto era comandante desde hacía dos años.

- Desde hacía unos dos meses el copiloto simultaneaba sus tareas de copiloto con las de comandante, dependiendo de la antigüedad del tripulante que le acompañase.
- Ambos pilotos tenían prácticamente la misma antigüedad en la empresa, pero, como ya se ha indicado, el CM1 entró directamente como comandante mientras que el CM2 entró como copiloto.
- Ambos tripulantes provenían del Ejército del Aire. El comandante provenía de la Escala Superior y tenía mayor rango militar. El copiloto provenía de la Escala de Complemento.
- De las entrevistas realizadas, se habían explorado algunos rasgos del carácter de ambos: el comandante tenía cierta tendencia a la actuación rápida y enérgica. Por otro lado, el copiloto tenía un carácter más tranquilo.

La combinación de estos factores para la estimación del gradiente de cabina el día del accidente implica necesariamente la aplicación de criterios subjetivos. Por un lado, ambos eran comandantes, pero por otro, había una diferencia clara de categoría laboral en la compañía y de antigüedad como comandantes a favor del piloto al mando. Por lo tanto, podría concluirse que el gradiente de cabina debía ser parecido al estándar habitual entre comandante y copiloto.

2.4.3. *Toma de decisión tras el aviso de fuego*

La operación normal se vio previsiblemente acelerada para intentar recuperar el retraso con el que se inició la rotación, es decir la salida del primer vuelo del día desde el Aeropuerto de Málaga.

Es posible que la decisión del comandante de parar inmediatamente el motor en cuanto sonó el aviso de fuego se basase en la percepción de proximidad a la toma de tierra y en la convicción, basada en su experiencia, de que el avión podía volar sin problemas con un motor parado el resto de la aproximación. De hecho, aparte de la rapidez en la decisión de parar el motor, no se percibe en la grabación del CVR ningún tipo de ansiedad en la tripulación ante la emergencia del «fuego de motor». Esta inicial tranquilidad se refleja claramente en el hecho de que el copiloto duda incluso cuando la Torre de Control de Málaga le pregunta sobre la conveniencia de alertar a los servicios de rescate del aeropuerto («... pues, estén preparados por si acaso...»).

Tras el aviso de fuego, la distribución de las tareas en cabina entre ambos pilotos siguió siendo la misma que durante la operación normal. Aparentemente el comandante se centró exclusivamente en el control manual del avión.

Se aplicó el procedimiento sin que se identificase en voz alta el motor que tenía el problema de fuego, ni se pidió confirmación al copiloto de la condición de emergencia.

El comandante hizo una evaluación muy rápida de la situación, casi automática y no dio lugar a ningún tipo de posterior análisis; tardó siete segundos desde que sonó la boci-

na de fuego hasta que dijo: «... parada de motor»; y nueve segundos hasta que se ejecutó la acción de corte del motor afectado con la CL.

Desde cabina no es posible comprobar visualmente el estado de los motores para verificar si existen signos externos de fuego.

En el momento en que se activó la alarma de fuego, el avión se encontraba a unas 5,5 NM de la cabecera 32, a menos de dos minutos del aterrizaje y a unos 1.900 pies de altura, es decir, a unos 500 pies por encima de la senda del ILS.

Las condiciones meteorológicas eran buenas (CAVOK), tan sólo el viento era de cierta intensidad (280°, 20 kt). El CN-235 tenía un peso al aterrizaje normal y su centro de gravedad estaba dentro de límites, y, por tanto, podía realizar el resto de la aproximación con un motor parado sin ningún tipo de problema.

En los entrenamientos efectuados por la tripulación y en los manuales de la compañía se hace hincapié en la necesidad de actuación rápida ante una emergencia de fuego de motor.

Por todo lo anterior, se puede afirmar que ante el aviso de fuego, el comandante tomó la decisión que se esperaba que tomase: Desde que sonó la campana de fuego tardó sólo siete segundos en decidir la parada de motor. Si se tiene en cuenta que es necesario un cierto tiempo para la percepción sensorial del aviso y la integración de toda la información que se está recibiendo (luces de avisos, campana, etc.), la decisión fue tomada en muy pocos segundos. Según las referencias recogidas, y los resultados de la encuesta realizada con diferentes tripulaciones en un simulador, el tiempo requerido para identificar adecuadamente una situación y producir una respuesta no practicada oscila entre 6 y 9 segundos.

De hecho, el copiloto (CM2), también habilitado para volar como comandante de la compañía Binter desde dos años antes del accidente, estuvo de acuerdo con este curso de acción puesto que no discutió la orden de «tenemos fuego, ... parada de motor».

Para la gestión de este tipo de situaciones y para obtener un buen trabajo en cabina de tripulaciones con este tipo de perfil, se hace recomendable un entrenamiento específico en CRM para los tripulantes de cabina de vuelo. Esta instrucción no se había planteado en la Dirección de Operaciones de la Compañía, ni había sido detectada su necesidad por la oficina de Seguridad en Vuelo. Tampoco era obligatoria de acuerdo con la normativa en vigor a la fecha del accidente.

Un conocimiento más profundo de las acciones y los resultados obtenidos en otros incidentes similares que se habían producido con anterioridad hubiese dado más elementos de juicio a esta tripulación. Sin embargo, hubiera sido claramente inconveniente la decisión de continuar la aproximación con el aviso de fuego iluminado, sin efectuar la

lista de emergencia correspondiente hasta la toma de tierra, basándose simplemente en que «el aviso podía ser falso». Los procedimientos establecidos para la aeronave deben seguirse sin desviación salvo que otros elementos claramente visibles y disponibles para la tripulación lo desaconsejen.

2.4.4. *Aplicación del procedimiento de emergencia*

La tripulación aplicó la lista de «fuego de motor» del MOV siguiendo los pasos de memoria. No se han encontrado evidencias de que se pidiera ni se leyera a posteriori la lista de comprobación de emergencia, tal como se indica en el MOV. La lista de chequeo (basada en el MOV) se encontró en su alojamiento en cabina tras el accidente.

Como se ha discutido ampliamente a lo largo de este informe, el MOV del operador, revisado a fecha 16-9-1996, que es el que utilizan en la práctica las tripulaciones y que era idéntico al Manual de Operaciones editado por CASA, no estaba actualizado ni con la revisión al Manual de Vuelo de 28-11-1995 (que exigía esperar a V_2 durante el despegue) ni con la revisión al Manual de Vuelo de 8-2-2000 (que exigía girar a tope las palancas cortafuegos).

Se considera que la descripción del procedimiento que hace el Manual de Vuelo, aunque más resumida, es más clara que la del MOV, ya que en el manual de vuelo siempre habla de «palancas... del motor afectado» y «Fire Handle del motor afectado, rotar a DISCH #1» y luego «Fire Handle del motor afectado, rotar a DISCH #2» en lugar del texto del MOV de «Botella 1, disparada» y luego «Botella 2, disparada» que parece más confuso.

Pese a que estos hechos revelan una carencia en la actualización de manuales y documentos de las organizaciones implicadas, las partes fundamentales del procedimiento, que comienza con CL a «fuel off», son iguales en ambos casos (Manual de Vuelo y MOV).

No se han encontrado evidencias de que hubiera supervisión cruzada efectiva de modo verbal entre ambos tripulantes sobre las acciones determinantes efectuadas por el otro miembro de la tripulación, que son:

- Actuación de la palanca de corte de combustible CL.
- Acción sobre la palanca cortafuegos FH.

Sí se produjo la pregunta: «¿Qué vas a hacer?» después de que la alarma no cesase tras la primera descarga, y la respuesta fue «Tirar del otro» a lo que piloto que había preguntado respondió: «Tira del otro».

Además, el que no hubiera comunicación verbal efectiva no implica necesariamente que no hubiera supervisión cruzada. Según informaciones recogidas entre instructores, en el

simulador se observa que en ocasiones esta supervisión cruzada del PF sobre el PNF que aplica los pasos del procedimiento consiste en una comprobación visual y un gesto con la cabeza o tocando brevemente la mano del PNF puesta sobre la CL afectada.

En el procedimiento de «fuego de motor» del MOV, (pág. 04-16-01/02, 16-9-1996), se habla de botella n.º 1 y de botella n.º 2. Sin embargo, en el panel superior de instrumentos, la luz figura rotulada como «Disch» (descarga de extintor) al igual que los manuales o palancas FH. Como se ha discutido, esto produce una cierta indefinición, y, aunque queda paliada en parte porque el procedimiento indica «*Girar la palanca Cortafuegos a izquierdas y observar que se enciende la luz DISCH de la botella 1*» sería más conveniente usar el texto del manual de vuelo que en cada acción incluye las palabras «affected engine».

En cuanto a la distribución de tareas en este procedimiento del MOV de Binter de 16-9-1996 (ver Anexo C), permanece la que existía en la versión anterior de Marzo de 1992. En éste, el CM1 retrasaba la PL a ralentí como primer paso, asociado a la toma de decisión de ejecutarlo, anunciando esta acción en voz alta. Esta misma asignación y anuncio ocupa ahora el tercer paso, cuando el anuncio debería estar unido ahora al primer paso del procedimiento, que es retrasar CL directamente a «fuel off». Es decir, el PNF hace las dos primeras acciones («CL a fuel off» y «Palanca Cortafuegos sacada») y la siguiente acción la realiza el CM1 («PL a ralentí»). El fabricante ha indicado (ver apartado 1.18.2) que el mantener esta acción («PL a ralentí») se debe a la intención de dejar los mandos del motor parado en la posición de «motor asegurado».

Todas las demás tareas del procedimiento están asignadas al PNF. Antes de la primera descarga se cuenta tiempo y la descarga se debe realizar a los 10 segundos. La segunda descarga se hará a los 30 segundos de la primera descarga, en caso de que persista la luz de fuego. No se hace mención en el MOV a que las diversas acciones deben realizarse sobre el motor afectado, aunque debe considerarse conocimientos básicos de vuelo el saber que cualquier actuación debe efectuarse sobre el motor afectado por la alarma, que estará identificado al estar iluminada la FH correspondiente.

Debido a la disposición de las palancas cortafuegos, en el tercio derecho del panel superior de instrumentos, para la supervisión del CM1 sentado a la izquierda de la actuación de las FH por el tripulante sentado a la derecha el CM1 deber efectuar un giro de cabeza.

El escenario genérico presente en este evento parece ser el siguiente:

- Comandante es PF realizando la aproximación ILS en manual con parada de un motor.
- Copiloto es PNF combatiendo la emergencia y llevando las comunicaciones.

El copiloto gestionaba las comunicaciones radio a la vez que combatía la emergencia de fuego de motor, es decir, las comunicaciones radio con Control de Aproximación Mála-

ga, el cambio de frecuencia para pasar con Torre y las llamadas a la Torre de Control se produjeron en los momentos en los que se estaba aplicando el procedimiento de «fuego de motor» e incrementaron la carga de trabajo del copiloto.

El aviso de «flap fail» sonó cuando el copiloto intentó configurar el avión, una vez efectuada la segunda descarga de extintor, por lo que no tuvo relación directa con la producción del error de actuación de la segunda extinción, aunque probablemente sí retrasó el reconocimiento de que el motor derecho del avión se había parado.

Por las pruebas efectuadas en el simulador de CASA/EADS, se ha comprobado que este aviso de fallo de flap distrae enormemente la atención del copiloto, impidiendo por tanto la posibilidad de advertir cualquier error que acabara de cometer unos segundos antes. Una vez resuelta la discrepancia del «flap fail», tras unos siete segundos, el copiloto se volvió a concentrar en la configuración del avión.

Se han analizado detalladamente las acciones de la tripulación en esos momentos, y se ha concluido que, pese a que durante la aplicación del procedimiento de emergencia se produjeron varias comunicaciones con el control de tráfico aéreo, la entrada de la TCP y el fallo de «flap fail», la situación no era de sobrecarga de trabajo sobrevenida o impuesta por factores externos, ya que en ningún momento confluyeron a la vez varias acciones urgentes e ineludibles que hubiera que realizar casi simultáneamente.

La tripulación debía efectuar cuatro tareas básicas: volar, combatir la emergencia, comunicarse con el ATC y configurar el avión para el aterrizaje.

Las tres últimas labores las estaba efectuando el CM2, que era el PNF. A las 10:14:30 h se pidió ejecutar la primera descarga. A las 10:14:45 se cambió a frecuencia de torre. A las 10:14:50 comunicaron con la torre de Málaga. A las 10:15:06 se dijo «Tirar del otro», y a las 10:15:13 se escuchó un crack que correspondía a la acción de sacar la FH del motor derecho y un segundo después la frase «Descargo también».

A las 10:15:18 se mencionó el aviso de fallo de flap. A las 10:15:29 se dijo «Dale para adelante» (a la PL o CL del motor derecho que pensaban que seguía en marcha). Después de que entrara la tripulante de cabina y de otra comunicación con torre, a las 10:15:56, la tripulación tuvo indicios de algo anormal estaba pasando.

Por tanto, transcurrió 1 min y 26 seg desde que se pidió la primera descarga hasta que la tripulación se percató de que había problemas con ambos motores.

Desde que la tripulación comenzó a comentar qué hacer después de la primera descarga y se dijo «Tirar del otro», hasta que se oyó el crack de extracción de la FH del motor derecho, transcurrieron 7 seg. En ese tiempo no hubo llamadas de torre, ni nuevos avisos ni entradas de la tripulante de cabina, por lo que, en principio, ningún factor externo distrajo a la tripulación en ese período crítico y determinante en el accidente.

Se considera que la frase empleada para comunicar la acción que se pretendía realizar a continuación («Tirar del otro»), que debería haber sido entendida como «Tirar del otro extintor» o más correctamente «Descargar el otro extintor», al estar en género masculino, no llevaba directamente a pensar en «Tirar de la otra botella». Además, la descarga del segundo extintor no se hacía «tirando» sino «girando» la palanca «ya extraída». Por todo ello, la frase «Tirar del otro» podría haber inducido a sospechar que la acción que se iba a ejecutar podía ser «tirar» del «otro» (maneral derecho que estaba «metido» en posición normal) en lugar de «girar» el «mismo» (maneral izquierdo que ya estaba sacado después de la primera descarga).

La frase fue contestada por el otro piloto con «Tira del otro», lo que pudo afianzar la posible imagen mental distorsionada del sistema que tenía el piloto que combatía la emergencia.

La acción de extraer o tirar de la FH está protegida por un pulsador que obliga a hacer dos movimientos diferenciados de la mano, e impide que se accione de modo inadvertido al actuar sobre otro mando o control.

Desde el momento en el que se tiró de la FH derecha pasaron 43 seg hasta que la tripulación empezó darse cuenta de la situación anormal, y en ese tiempo hubo al menos cuatro distracciones para la tripulación: aviso «flap fail», entrada de la tripulante, comunicación de torre, y avisos de «minimum» del GPWS. Sin embargo, desde el momento en el que se había tirado de la segunda FH, y dada la altura a la que estaba el avión, era muy dudoso que se pudiera rearmar el motor antes de llegar al suelo.

En efecto, en pruebas en vuelo efectuadas por CASA/EADS se ha verificado que para recuperar un motor en una situación de doble fallo de planta de potencia se requiere una altura mínima de 1.500 pies, como se indica en el manual de vuelo de la aeronave. En el momento de la actuación de la segunda extinción, el CN-235 EC-FBC se encontraba a unos 940 pies sobre el mar. Por lo tanto, la parada del motor derecho era difícilmente recuperable aún en el caso de haber sido reconocido el error en el mismo momento de producirse.

La tripulación no informó de ninguna anomalía a la tripulante de cabina de pasajeros cuando ésta entro en cabina de vuelo para confirmar que la cabina de pasaje estaba asegurada. En esos momentos, ni el CM1 ni el CM2 eran conscientes todavía de que ambos motores se habían parado. Más tarde, una vez hubieron identificado la gravedad de la situación, la tripulación tampoco comunicó al pasaje, por el sistema de megafonía, la condición de emergencia y la inminencia del aterrizaje forzoso. Esto es indicativo de que se encontraban en una situación de saturación, estrés y cierto pánico en las fases finales de la emergencia, al reconocer la doble parada de motor, y también a una posible carencia de instrucción adecuada frente a emergencias.

Sin embargo, la tripulación sí pudo comunicar brevemente con la torre de Málaga para advertir de la situación (con la frase «Melilla, vamos sin motores»). El hecho de con-

fundir Málaga con Melilla refleja el estado de ansiedad y estrés antes aludido. Esa comunicación sin duda fue útil para advertir a los equipos de rescate con antelación, pero también hubiera podido ser eficaz a efectos de supervivencia el haber advertido a los pasajeros de la inminencia del aterrizaje de emergencia.

Finalmente, en lo que se refiere a aplicación de procedimientos, existen indicios de que el comandante no llevaba los auriculares puestos, lo cual, de ser así, obligaba necesariamente a que el copiloto asumiese todas las comunicaciones, y que tenía el hábito de no llevar el arnés de espalda, lo cual afectó a su supervivencia.

2.4.5. Descripción del sistema de extinción de fuego en motores

Como ya se ha mencionado, la descripción en el MOV del sistema de extinción contra incendios de motores (pág. 07-10-01 y siguientes, 31-3-1992 y 16-9-1996), incluía información gráfica y esquemática que numeraba las «botellas» y mencionaba la secuencia de descargas para uno y otro motor.

Al principio de la descripción, se dice que «cada motor... dispone de dos botellas extintoras, compartidas con el otro motor». Luego se dice «el conjunto extintor comprende dos botellas en paralelo para que el piloto disponga de dos disparos de descarga, de elemento extintor, en el motor afectado». Después se aclara que «La actuación del piloto se realiza a través de la palanca cortafuegos iluminada».

Hasta ese momento, la descripción se considera conveniente e inequívoca. Sin embargo, posteriormente se empieza a hablar de que las botellas «están asociadas» a los motores. Se considera que este concepto añade confusión a la descripción, y que determinadas frases empleadas en el texto, utilizadas de modo aislado y fuera de contexto, podrían inducir a tener una idea errónea del funcionamiento del sistema.

Esto ocurre, por ejemplo, con la nota «... girando la palanca (FH) a derechas se repite el proceso con la botella del otro motor». También se dice que el motor derecho (en terminología aeronáutica motor n.º 2) tiene asociada la botella n.º 1. Esa botella se activa girando la palanca derecha hacia la izquierda.

En el gráfico descriptivo del sistema extintor de fuego en motores (figura 1.6.8.1 de este informe) del Manual de Operaciones de CASA, página 07-40-01/02 de 31 de marzo de 1992, titulado «Sistema de Protección Contra Incendios en Motor» (que además se adjunta en el Anexo E junto a otro esquema del Manual de Operaciones del CN-235 de 31 de marzo de 1990 y a otro del Manual de Operaciones de una versión militar del CN-235, que eran más confusos), se muestra un esquema funcional del sistema en su condición «Fuego en motor derecho y descarga de su botella asociada (botella n.º 1)».

Mirando sólo este gráfico, de modo aislado, sobre todo si no se tiene en cuenta la condición representada, se podría llegar a interpretar que el movimiento a izquierdas de las palancas «Fire» es el único posible para descargar las botellas 1 y 2 y, de hecho, sólo se representan los circuitos izquierdos de los sistemas de ambos motores, como si sólo existieran en este lado. Además, teniendo en cuenta la condición representada de descarga sobre el motor derecho, no tiene sentido incluir en el dibujo la línea de actuación para descargar sobre el motor izquierdo.

Este gráfico puede dejar una imagen mental en el piloto distinta de la realidad. Esta falsa imagen mental se refuerza con la nota de la página anterior 07-30-02, 31-3-1992 (figura 1.6.7.4 de este informe), que afirma «el giro a izquierdas de una y otra palanca actúa sobre botellas distintas», aunque el esquema en ningún momento lleva a pensar que para obtener la descarga de la botella n.º 2 en el motor derecho haya que girar hacia la izquierda la FH izquierda.

Sin embargo, es un hecho irrefutable que la descripción del sistema establece con total claridad que al tirar de la palanca hacia fuera se corta el combustible del motor correspondiente. La figura de la pág. 07-30-02 lo vuelve a remarcar, y el texto es claro en cuanto a que «La actuación del piloto se realiza a través de la palanca cortafuegos iluminada».

Pese a todo, se considera que la información descriptiva actualmente contenida en el MOV es mejorable con el objetivo de despejar cualquier duda y de minimizar en lo posible la posibilidad de una interpretación errónea.

Además, subsiste la duda de si, dada la experiencia militar previa de ambos pilotos operando aeronaves CN-235, en algún momento pudieron haber tenido contacto con la descripción gráfica aparentemente errónea de su funcionamiento que hacía el Manual de Operaciones del CN-235 (versión militar), que se presenta en el Anexo E, última página, en el cual se aprecia una línea que sugiere que girando a la izquierda la FH izquierda se descarga la botella 2 en el motor derecho. Según la información recopilada, el manual de operaciones utilizado por el Ejército del Aire español incluye una descripción correcta del sistema de extinción de fuego en motores.

2.4.6. Ergonomía de los avisos en cabina

Tras el corte inadvertido del motor derecho mediante el uso de la FH derecha por parte de la tripulación, transcurrieron 43 segundos hasta que se percataron de que algo anormal ocurría con la planta de potencia, aunque las indicaciones de parada de motor empezaron unos 4 seg después de dicho corte.

Como se ha discutido en el párrafo 1.18.3.2, en el CASA CN-235-200 todos los avisos de luz roja («Warnings») asociados a una parada de motor se presentan en el panel central izquierdo de cabina, y aparecen las del motor 1 al lado de las del motor 2.

Este panel de avisos está situado arriba y hacia la derecha de los instrumentos primarios del CM1, que estaba actuando como PF en esos momentos. Puesto que la tripulación estaba combatiendo la emergencia de aviso de fuego en un motor, es lógico pensar que, además de volar el avión, deberían haber estado muy pendientes de los instrumentos, indicaciones y avisos de los motores.

Por ello, se ha intentado analizar por qué tardaron ese tiempo en detectar que el segundo motor se encontraba sin potencia. En el CVR no se escucharon avisos sonoros al respecto. Esto podría indicar que no se había reasentado la luz-pulsador del «Master Warning». El MOV indica (04-01-02, 31-3-1992) que el PNF reasentará las luces Master cuando se hayan terminado los pasos de memoria o antes de empezar a leer el «booklet».

Aún en el caso de que no hubieran reparado en la aparición de nuevas luces rojas en el mencionado panel, debido a que ya las luces rojas correspondientes al motor izquierdo estaban encendidas y los avisos de los diferentes parámetros aparecen mezclados, todavía disponían de los instrumentos del motor derecho, que incluían indicaciones de «torque», «fuel flow», temperatura entre turbinas, revoluciones de hélice y revoluciones del generador de gas y que, dada la situación del vuelo, deberían haber sido monitorizadas cuidadosamente. Sin embargo, algunos de estos instrumentos (par motor, gasto de combustible y revoluciones de la hélice) tardan tiempos del orden de 30 seg en mostrar valores próximos a cero tras cortar el motor con la FH (ver Apartado 1.11.3) debido a las inercias propias de los sistemas.

La filosofía de la distribución física de los avisos en cabina del CN-235-200 no está relacionada con lado del avión que ha dado origen a cada aviso. Dentro del panel izquierdo, sí se corresponden los lados de cada aviso en cada par de luces correspondientes a cada parámetro de motor, es decir, la luz derecha de la pareja corresponde al motor derecho y la luz izquierda al motor izquierdo (ver Figura 1.6.7.2).

Una distribución de luces de aviso asociadas al lado en el que se produce el fallo hubiera tenido una influencia positiva en la rápida identificación de la parada del motor derecho. Sin embargo, la filosofía de la localización de avisos en el CN-235 es similar a la de otros aviones. En los diseños de cabinas de vuelo más actualizados, existe una tendencia a que los avisos de peligro y precaución aparezcan presentados de modo electrónico en pantallas situadas en la parte central del panel de instrumentos, pero no en el lado de cada piloto dependiendo del lado del avión en cual se ha producido el fallo que ha provocado el aviso.

2.4.7. *Aplicación del modelo de gestión de amenazas y errores*

Como resumen de los apartados precedentes, se presenta a continuación una posible aplicación del Modelo UTTEM de gestión de amenazas y errores del Doc. 9803 de OACI (ver párrafo 1.18.7) al análisis de la secuencia de eventos.

Para el manejo de la primera amenaza externa (el aviso de fuego) la tripulación aplicó el procedimiento de fuego en motor. En esa aplicación, ocurrió un error de la tripulación (tirar de la palanca del motor no afectado). Este error puede considerarse del tipo «error de procedimiento», al ser una desviación de los procedimientos del explotador. La intención era correcta pero la ejecución fue defectuosa. Diversos factores influyeron en esa ejecución, como se ha discutido en este informe.

Ante ese error, la tripulación no reaccionó inicialmente (no se dio cuenta de que el motor derecho estaba parado), por lo que hubo una falta de reacción según la terminología del modelo, y el avión quedó en un estado no deseado. Al cabo de un tiempo, la tripulación sí reconoció el estado no deseado y su reacción fue hasta cierto punto del tipo «mitigación», es decir, intentó realizar una toma de emergencia con el menor daño posible y avisó a la torre del aeropuerto. La «mitigación» podría haber sido mayor si se hubiese avisado al pasaje, se hubiesen sacado los flaps de aterrizaje, y se hubiese frenado al máximo de modo efectivo después del primer contacto con tierra.

Aunque el resultado final de esa reacción de la tripulación fue el accidente, se considera que el margen de reacción que les quedaba era casi nulo, ya que la altura a la que se produjo el error hacía casi imposible el rearranque de algún motor antes de llegar a tierra. Es decir, no era ya posible una «mitigación total», rearrancando el motor derecho, para continuar el vuelo y aterrizar sin novedad, con lo que el resultado de la amenaza inicial hubiera sido «Sin consecuencias».

A las defensas que el sistema avión-tripulación presentaba en teoría «a priori» para evitar errores (diseño de cabina, pulsador de seguridad de las palancas cortafuegos, avisos, instrumentos de motor, procedimientos, entrenamiento, tripulación formada por dos pilotos...), se contrapuso una conjunción real de factores (aviso de fuego en larga final, persistencia del aviso tras la primera descarga, posibles deficiencias de instrucción, frase «tira del otro» sin supervisión cruzada adicional del accionamiento de la segunda descarga, posible imagen mental equivocada del funcionamiento del sistema extintor...) a una altura tal que hacía casi imposible la corrección del error una vez producido y que incluso dejó poco tiempo para mitigar al máximo sus efectos.

En esa situación, las defensas teóricas «a posteriori» del sistema avión-tripulación-aeropuerto entraron en acción para minimizar al máximo los daños personales (resistencia estructural del avión y los asientos, cinturones de seguridad, capacidad del avión de ser evacuado, información de seguridad que tenían los pasajeros, operatividad de las salidas de emergencia, diseño del avión para minimizar la propensión a incendiarse, actuación de los servicios contra-incendio, actuación de los servicios sanitarios...) Desgraciadamente, las condiciones reales del impacto, debido sobre todo a la presencia del terraplén de la carretera, con su plataforma de hormigón y asfalto en su parte superior, superaron algunas de esas defensas teóricas provocando daños personales irreversibles.

3. CONCLUSIONES

3.1. Compendio

1. La aeronave tenía el Certificado de Aeronavegabilidad en vigor.
2. La tripulación de vuelo estaba compuesta por dos pilotos habilitados para volar como comandante y como copiloto en aeronaves CN-235-200.
3. El copiloto contaba con 3608 h de vuelo como copiloto de CN-235.
4. La situación general en la que se encontraba la compañía, próxima a consumarse su proceso de venta a otra empresa, y la escasez de tripulaciones técnicas, propició que algunos comandantes de CN-235 fueran designados para actuar como copilotos de CN-235.
5. El mantenimiento de la aeronave se efectuaba en general de acuerdo con el Programa de Mantenimiento establecido. Sin embargo el mantenimiento de los sistemas detectores de fuego en góndolas de motores no había solucionado la aparición esporádica de falsos avisos de fuego.
6. Durante la aproximación ILS a la pista 32 de Málaga se produjo un falso aviso de fuego en el motor izquierdo.
7. Ante el aviso, el comandante decidió efectuar el Procedimiento de Emergencia para fuego o fuerte daño de motor, contenido en el MOV, 04-16-01, de 16-9-1996 que se encontraba a bordo del avión. Este procedimiento requiere que todos sus pasos se ejecuten de memoria. No se produjo una discusión acerca del curso de acciones, ni del reparto de funciones asociado, ni el procedimiento requería que se hiciesen.
8. Como resultado de la investigación y pruebas realizadas a los motores y sistemas asociados se ha comprobado que no se produjo ningún tipo de fallo o mal función en los grupos moto-propulsores de la aeronave.
9. Durante el vuelo el comandante era el PF y el copiloto era el PNF. A partir de la aparición de la emergencia el comandante básicamente se ocupó de volar el avión y el copiloto siguió llevando las comunicaciones, a la vez que combatía la emergencia y configuraba el avión para el aterrizaje.
10. Tras efectuar una primera descarga de agente extintor en el motor izquierdo, mediante el giro a izquierdas de la palanca cortafuegos izquierda, el aviso de fuego en el motor izquierdo siguió activo.
11. Ante esa persistencia, se oyeron en cabina las frases «¿Qué vas a hacer?», «Tirar del otro», y «Tira del otro».

12. Al continuar efectuando el Procedimiento de Emergencia para fuego o fuerte daño de motor en el motor izquierdo, se actuó erróneamente sobre la FH del motor derecho.
13. La lista de chequeo contenida en el MOV para este Procedimiento no exige de modo explícito el aviso en voz alta ni la comprobación cruzada antes de la actuación crítica de CL y FH.
14. El prefacio de los procedimientos anormales y de emergencia del MOV del fabricante, adoptado por el operador establece (pág. 04-01-02, 31-3-1992) que «Antes de iniciar un procedimiento anormal, se comprobará que el sistema afectado se encuentra en su debida configuración» y «Siempre que sea posible se hará una comprobación cruzada de todas las indicaciones disponibles».
15. Los procedimientos operacionales de compañía no incorporaban criterios CRM en su diseño. Estos criterios no eran requeridos por la normativa aplicable.
16. El entrenamiento para cambio de puesto de pilotaje del tripulante que actuaba como copiloto no había cubierto toda la envolvente operacional volando desde el asiento derecho. No se entrenaron emergencias desde el puesto de copiloto en simulador.
17. La tripulante de cabina de pasajeros no recibió información alguna sobre la emergencia en curso. El pasaje tampoco fue alertado para adoptar la postura de protección antes del impacto.
18. La puerta de pasajeros trasera izquierda quedó atascada como consecuencia del impacto de la aeronave, permaneciendo cerrada durante la evacuación pese a que intentó ser abierta.
19. Las dos últimas revisiones del procedimiento de «fuego de motor» incorporadas al Manual de Vuelo y aprobadas por la DGAC con fechas 28-11-1995 y 8-02-2000 no fueron incorporadas al MOV que iba a bordo del avión. Estas revisiones no introducían cambios sustanciales en cuanto a qué palancas había que accionar al aplicar el procedimiento de emergencia de fuego en un motor.
20. La información descriptiva del sistema de extinción de fuego en motores que incorpora el MOV del operador, idéntica a la proporcionada por el Manual de Operaciones del fabricante, incluye referencias a botellas 1 y 2 de agente extintor que están asociadas cada una a un motor.
21. La decisión de combatir inmediatamente el aviso de «fuego de motor» estuvo conforme con la instrucción recibida por CASA y por BINTER, con las prácticas realizadas en el simulador de CN-235 y con los procedimientos operativos establecidos en el MBO de la compañía.

22. Esta decisión no fue ni discutida ni analizada por el copiloto. La reacción de la tripulación coincide con los tiempos de reacción de las tripulaciones que repitieron el mismo escenario en el simulador del CASA CN-235.

3.2. Causas

Se considera que la causa del accidente fue la incorrecta ejecución, por parte de la tripulación, del procedimiento de emergencia de fuego o daño fuerte en un motor contenido en el Manual de Operaciones en Vuelo que iba a bordo del avión, provocando la parada consecutiva de los dos motores de la aeronave, con la consecuente pérdida total de empuje, de modo que se impidió la progresión del vuelo.

La activación del procedimiento de emergencia se produjo como consecuencia de un aviso de fuego en el motor izquierdo que resultó ser falso. La aparición del falso aviso de fuego pudo estar motivada por la presencia de humedad y/o suciedad en los conectores del circuito detector de fuego. Se considera que un factor contribuyente a que se dieran esas circunstancias pudo ser la definición de labores de mantenimiento para ese sistema en el Manual de Mantenimiento del avión, que no se ajustaban a los métodos recomendados por el diseñador-fabricante del sistema detector de fuego en lo referente a evitar la existencia de humedad en la instalación.

Como factores que pudieron contribuir a la actuación incorrecta de la tripulación durante la aplicación del procedimiento de emergencia, se consideran los siguientes:

- Una falta de coordinación en las labores de pilotaje, realizadas con ausencia de criterios de «Gestión de Recursos en Cabina».
- Un entrenamiento insuficiente para el cambio de puesto de pilotaje recibido por el copiloto, que no incluía entrenamiento en simulador de aplicación de procedimientos de emergencia.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 17/03. Se ha comprobado que el MOV usado por la tripulación del operador, y el Manual de Operaciones del fabricante en el cual estaba basado aquél, no estaban actualizados con las últimas revisiones del Manual de Vuelo de la aeronave. Por ello se recomienda al fabricante y al operador que actualicen dichos manuales con la última información aprobada, y establezcan un procedimiento para que esos manuales se mantengan actualizados en todo momento. Al mismo tiempo se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) que se asegure de la existencia y aplicación de tales procedimientos de gestión y control de documentación.

REC 18/03. El procedimiento de fuego o fuerte daño de motor contenido en el Manual de Operaciones de CASA, y por tanto en el MOV del operador, no requiere anuncios en voz alta ni confirmación del otro piloto para las acciones de llevar la CL a corte de combustible, de sacar la palanca cortafuegos, y de girar la palanca cortafuegos a izquierdas en la primera descarga de extintor y a derechas en la segunda descarga de extintor. Se recomienda a EADS-CASA que modifique dicho procedimiento en su Manual de Operaciones de modo que estas acciones, consideradas drásticas por su efecto en el motor afectado, sean anunciadas y se requiera confirmación del otro piloto antes de ser ejecutadas.

REC 19/03. Los dos primeros pasos del procedimiento de fuego o daño fuerte de motor son ejecutados por el PNF, mientras que el tercer paso, llevar la PL del motor afectado a ralentí después de que ya se le ha cortado el combustible con la CL, es ejecutado por el CM1, que en la mayoría de las ocasiones es el PF. Por ello, se recomienda a EADS-CASA que reevalúe la necesidad de mantener ese paso como acción de memoria en el procedimiento y, en su caso, determine el piloto más idóneo para su ejecución.

REC 20/03. La descripción en el MOV del sistema de extinción de fuego en motores del CN-235 incluye elementos que, tomados de modo aislado, podrían resultar confusos. Por ello se recomienda a EADS-CASA que revise la descripción del Sistema de Extinción de fuego en motores del Manual de Operaciones del Avión eliminando las referencias a botellas asociadas a motores y adaptando la nomenclatura de los elementos a lo descrito en el correspondiente procedimiento de emergencia tanto del Manual de Vuelo como del Manual de Operaciones.

REC 21/03. Considerando que el cambio y alternancia del puesto de pilotaje de comandante a copiloto exige grandes cambios de actuación ante emergencias, se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) estudie la conveniencia de incluir explícitamente el entrenamiento en simulador de emergencias desde el puesto de CM2, como parte de la instrucción para el cambio de puesto de pilotaje.

REC 22/03. Tal como se ha puesto de manifiesto, la aparición de un falso aviso de fuego en el motor izquierdo de la aeronave inició la secuencia de acontecimientos que

finalmente derivaron en el accidente. Una posible causa de ese aviso se ha identificado en la presencia de humedad en los conectores del circuito detector de fuego. Por un lado, las instrucciones contenidas en el Manual de Mantenimiento de la aeronave no contemplaban la ejecución de acciones tendentes a evitar la existencia de humedad, y que habían sido propuestas por el fabricante del sistema detector. Por otro lado, se han podido constatar un número de ocurrencias significativo de este tipo de problemas en los aviones en servicio de algunos operadores.

Por ello, se recomienda a EADS-CASA que:

En primer lugar, revise las instrucciones de mantenimiento del sistema detector de fuego en motores de la aeronave CN-235, utilizando la información proporcionada por el diseñador-fabricante del sistema con objeto de:

1. Minimizar las probabilidades de producirse falsos avisos, y
2. Permitir la comprobación de su correcto funcionamiento durante labores de mantenimiento mediante la medición de los parámetros que definen ese funcionamiento y su comparación con los valores especificados.

En segundo lugar, revise el diseño y la instalación del sistema detector de fuego en motores de la aeronave CN-235, teniendo en cuenta su fiabilidad conforme a los casos reales producidos en los que su funcionamiento ha sido anómalo, con objeto de aumentar esa fiabilidad.

REC 23/03. Los requisitos reglamentarios establecidos en materia de parámetros que deben grabarse en los registradores de datos de vuelo (DFDR), y que se encuentran definidos tanto en el anexo 6 de OACI como en la normativa de operaciones aplicable en España, fijan unos márgenes de medición de $\pm 1g$ para las aceleraciones longitudinales y laterales. En el caso de las aceleraciones verticales el rango se extiende desde $-3g$ a $+6g$.

Como se ha comentado anteriormente, se ha considerado necesario en la investigación de este accidente recurrir a formulaciones teóricas para evaluar las aceleraciones longitudinales soportadas por la aeronave durante su movimiento en el suelo debido a que los datos registrados en el DFDR para este parámetro están limitados al intervalo $\pm 1g$.

Los requerimientos de diseño para este tipo de aeronave (FAR 25, enmienda 25-91) prevén sin embargo situaciones en las que debería poderse probar la idoneidad de ese diseño cuando se alcanzan aceleraciones longitudinales de $9g$ hacia delante y $1,5g$ hacia atrás, laterales de $3g$ en la célula y $4g$ en los asientos y sus sujeciones, y verticales de $3g$ hacia arriba y $6g$ hacia abajo.

Parece que, en cuanto a aceleraciones verticales se refiere, las prestaciones de los registradores de datos permitirían la evaluación de las características de diseño asociadas con

esas aceleraciones. No ocurre lo mismo si hablamos de las aceleraciones longitudinales y laterales. Para el caso que nos ocupa, el poder disponer de unos registros para esas aceleraciones en rangos más ajustados a los que se recogen en las normas de diseño, hubiera facilitado la investigación de los aspectos relacionados con esas variables y mejorado los resultados obtenidos.

Por tanto, se recomienda a la DGAC que, en conjunción con otras autoridades, promueva iniciativas en el seno de la OACI con objeto de ampliar los márgenes de medición establecidos de las aceleraciones longitudinales y laterales en los registradores de datos de vuelo.

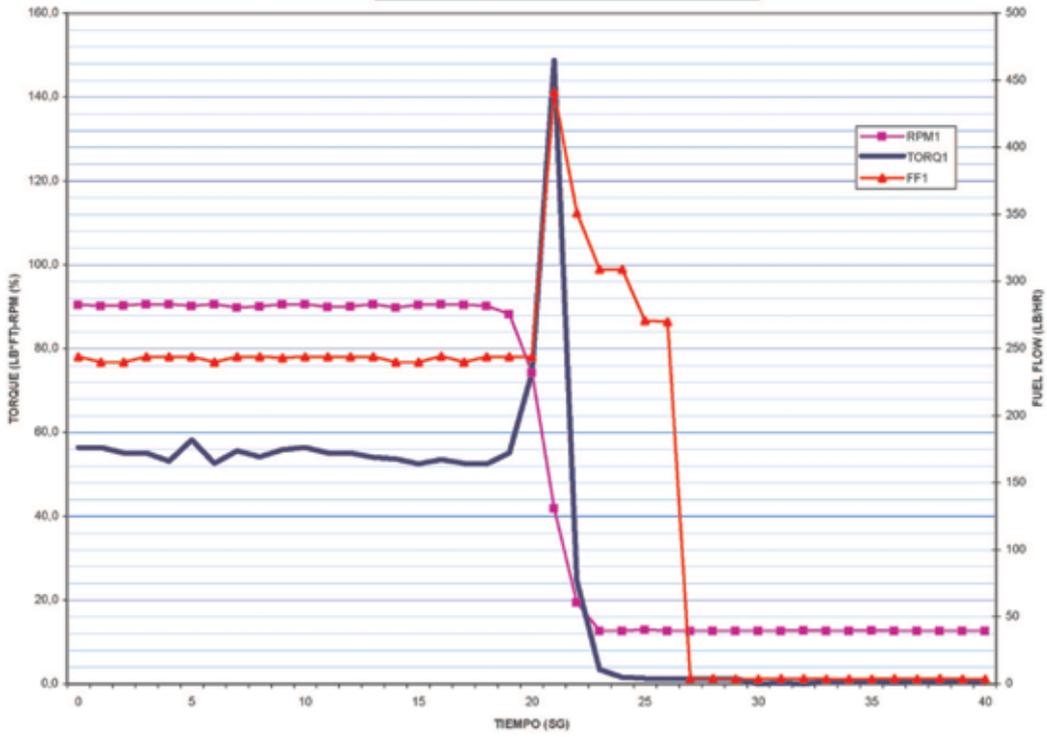
REC 24/03. Tal como se ha comprobado, este operador no tenía implantados cursos CRM para sus tripulaciones. Estos cursos no eran requeridos por la normativa en vigor en el momento del accidente. Teniendo en cuenta su importancia para el mejor aprovechamiento de la capacidad de las tripulaciones para toma de decisión conjunta, distribución de tareas y comprobación cruzada; aspectos que se han encontrado en precario durante el vuelo del evento, se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) compruebe el adecuado cumplimiento de la instrucción CRM para las tripulaciones de vuelo de los operadores de transporte aéreo comercial.

ANEXOS

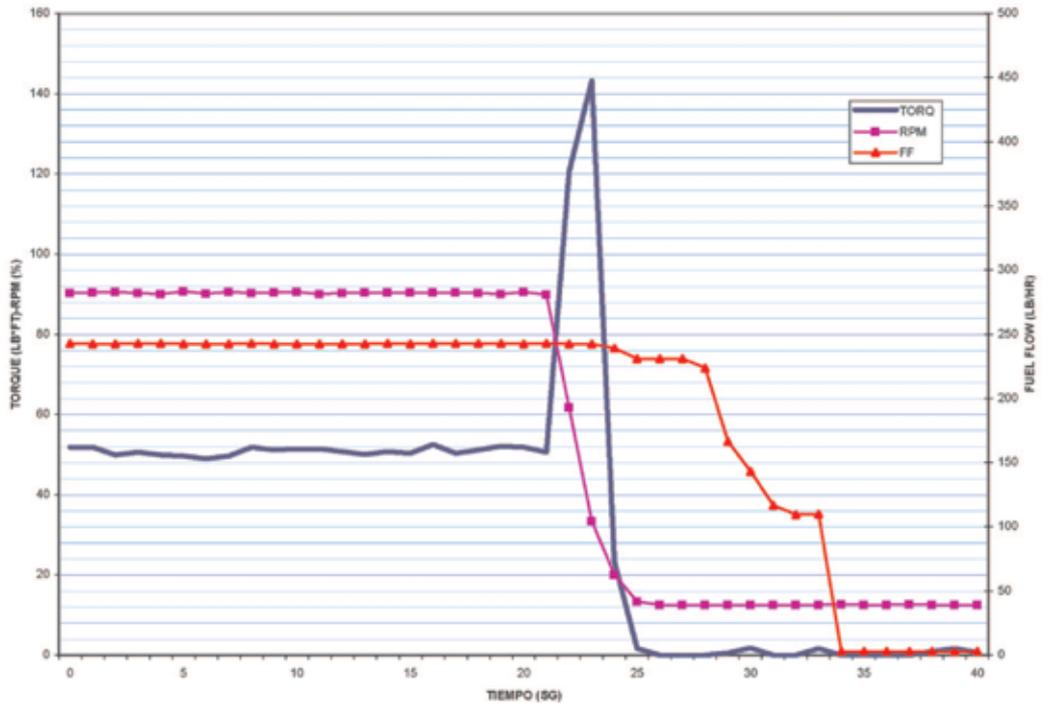
ANEXO A

Gráficos comparativos de actuación de motor en el vuelo del accidente y en el vuelo de prueba

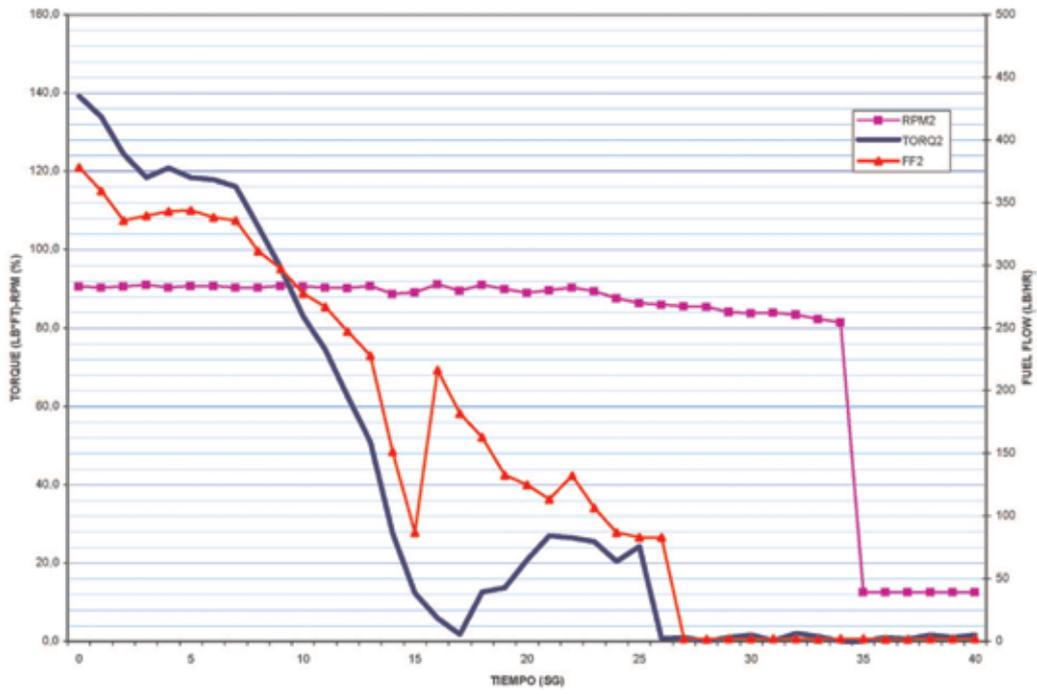
BINTER 8261. PARADA MOTOR IZQUIERDO
GRÁFICO 1



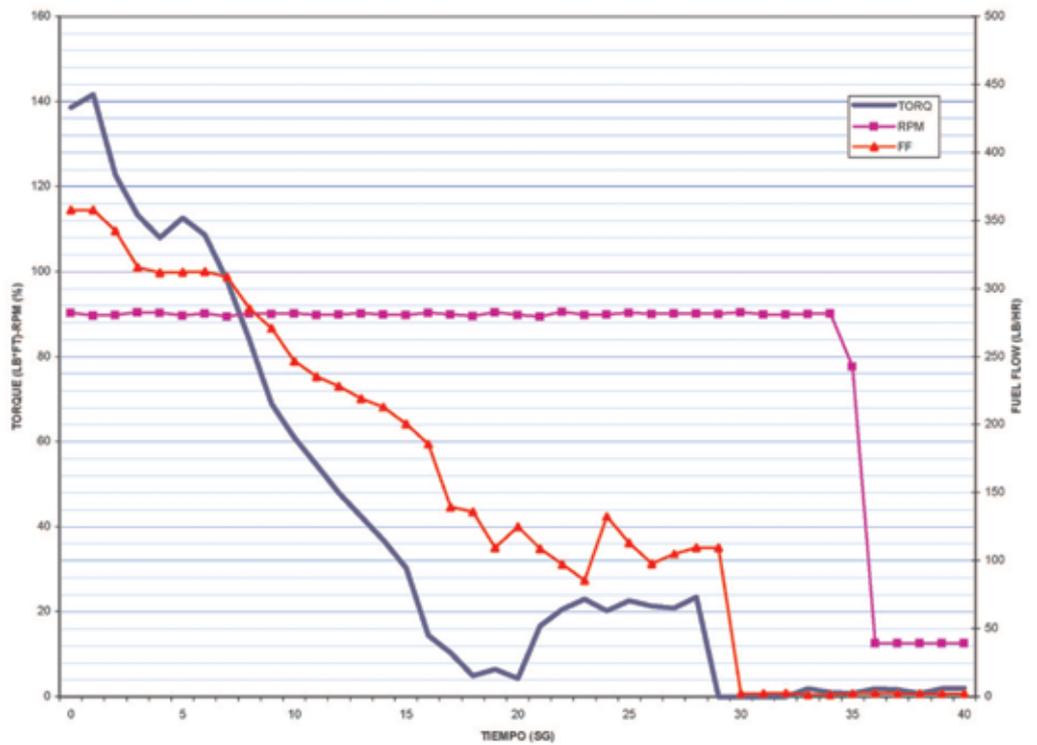
PARADA MOTOR CON CL
FUERZA AÉREA ESPAÑOLA
GRÁFICO 3



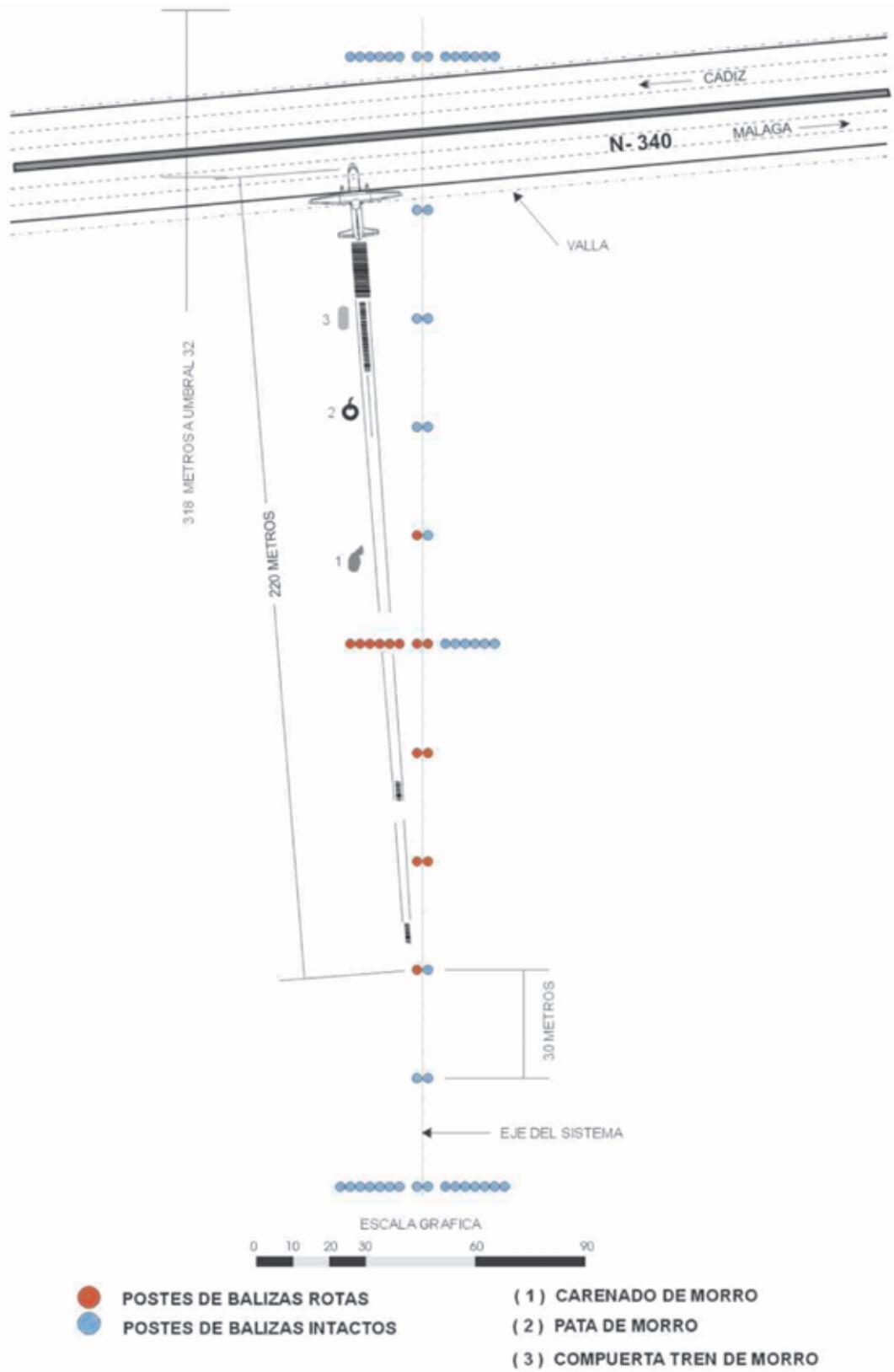
BINTER 8261. PARADA MOTOR DERECHO
GRÁFICO 2



PARADA MOTOR CON CON FIRE HANDLE
FUERZA AÉREA ESPAÑOLA
GRÁFICO 4



ANEXO B
Croquis del impacto y huellas



ANEXO C

Procedimientos de Emergencia para fuego o fuerte daño de motor en vuelo, del Manual de Vuelo y del Manual de Operaciones en Vuelo



CN-235-200 AIRPLANE FLIGHT MANUAL



2 - ENGINE FIRE OR SEVERE DAMAGE IN FLIGHT

Indications: Some or all of the following indications may be present.

ENGINE FIRE warning annunciator on.
Aural alarm sounds.
FIRE extinguisher discharge handle illuminates.

Immediate Actions

1. If in a continued takeoff, achieve at least V_2 .
2. Condition lever (affected engine) Directly to FUEL OFF

CAUTION: Make sure the lever is retarded directly to the FUEL OFF position, as any pause in the feather range will cause an engine overtorque condition.

3. FIRE handle (affected engine) PULL/Check that associated READY lights come on.
4. Power lever (affected engine) FLIGHT IDLE

Any time a fire indication exists:

5. FIRE handle (affected engine) Rotate to DISCH #1
- Rotate handle and hold at the fully rotated position until the DISCH #1 light comes on.

If the fire indication still persists after 30 seconds since discharge:

6. FIRE handle (affected engine) Rotate to DISCH #2
- Rotate handle and hold at the fully rotated position until the DISCH #2 light comes on.

Whether or not a fire indication exists:

7. Air-conditioning pack (affected engine)..... OFF
8. FUEL SHUTOFF switch (affected engine)..... CLOSE
9. Airplane fuel booster pump (affected engine)..... OFF
10. Generator (affected engine)..... OFF
11. Check that the BAT BUS TIE magnetic indicator shows bus connection. In the event bus connection is not indicated, set the BAT BUS TIE switch to ON to ensure connection. If disconnection persists, set switch to OFF; then, depress GEN BUS TIE switch. Failure to perform this procedure may result in the associated bus bar services being battery-fed. Check the load on the remaining generator and, at pilot's discretion, shed non-essential loads.

If fire has occurred:

12. Land immediately at the nearest suitable airport.

CASA CN-235-200 MANUAL DE OPERACIONES	Procedimientos de Emergencia POWER PLANT	II	04-16-01
		16 SEPTIEMBRE 1996	

FUEGO O FUERTE DAÑO DE MOTOR

Campana
Luz Master WARNING
Bocina intermitente
Luz de alarma ENG FIRE en el Panel de Avisos
Luz FIRE en la Palanca Cortafuegos
y/o
Vibración de la estructura con indicaciones de motor
anormales y/o inconsistentes con o sin potencia asimétrica

Aplicar este procedimiento en el caso de fuego o daño de motor que requiera una parada inmediata.

CL N° ___	DIRECTAMENTE A FUEL OFF	PNF
-----------	-------------------------	-----

Palanca Cortafuegos	SACADA	PNF
---------------------	--------	-----

Observar que las luces READY correspondientes se encienden.

PL N° ___	RALENTI	I
-----------	---------	---

El C/M-1 anuncia esta acción y la ejecuta a continuación.
Pulsa el boton MUTE WARN para acallar la bocina del tren.

Nota

Ajustar la potencia del motor operativo como se requiera. La potencia máxima permitida corresponde a la CL en MAX RPM y la PL en la posición que de una ITT de 944°C o 424 lb de torque. Recordar la desconexión del Constant Torque antes de ajustarla.

Reloj	EN MARCHA	PNF
-------	-----------	-----

Luz FIRE	PNF
----------	-----

La luz permanece encendida mientras haya fuego en el motor.
 ◆ Apagada antes de los 10 seg. —————>
 Encendida trascurridos 10 seg.

(Cont.)

CASA CN-235-200 MANUAL DE OPERACIONES	Procedimientos de Emergencia POWER PLANT	II	04-16-02
		31 MARZO 1992	

FUEGO O FUERTE DAÑO DE MOTOR (Cont.)

Botella 1 DISPARADA PNF

Girar la palanca Cortafuegos a izquierdas y observar que se enciende la luz DISCH de la botella 1.

Reloj REASENTADO/EN MARCHA PNF

PRECAUCION

En tierra, aplicar los pasos de memoria previos a la decisión de evacuar, del Procedimiento de Emergencia "EVACUACION DE PASAJEROS".

Luz FIRE PNF

♦ Apagada antes de los 30 seg.

Nota

Si se está en tierra, el C/M-1 cancela la alerta al TCP y el C/M-2 informa al ATC.

Encendida trascurridos 30 seg.

Botella 2 DISPARADA PNF

Girar la palanca Cortafuegos a derechas y observar que se enciende la luz DISCH de la botella 2.

Avión 1

♦ En tierra

Lista "EVACUACION DE PASAJEROS" PEDIR 1

El C/M-1 pide que se lea la lista "EVACUACION DE PASAJEROS". En este caso no se lee la de "FUEGO o FUERTE DAÑO DE MOTOR" porque la anterior ya confirma la ejecución de los pasos de memoria esenciales. (FIN)

En vuelo

Aplicar el Procedimiento Anormal "PARADA DE MOTOR EN VUELO".

ANEXO D

**Texto de las recomendaciones de mantenimiento
del fabricante del sistema detector de fuego
(incluido en la «Maintenance Leaflet» ML 010
de Graviner, revisada octubre 1990)**

REVISED OCT 1990
ML 010
Maintenance Leaflet

INTRODUCTION

Firewire is a flexible element (Fig.1) with qualities of electrical resistance and capacitance which vary with temperature. A Firewire fire/overheat detection system comprises either a single element or a number of series connected elements of appropriate length(s) which are connected to an associated control unit. The resultant system provides a continuous detector loop which will signal a warning in the event of an overheat or fire and cancel that warning to restore standby conditions when the temperature falls below the system reset level.

DESCRIPTION

A firewire element is a slim, stainless steel capillary or sheath within which a centre wire is coaxially located by a temperature-sensitive, semi-conductive material which has a negative co-efficient of resistance. The element is terminated at each end by an end-fitting assembly (Fig2) comprising a stainless steel hexagon glandnut, a locating sleeve and a concentric pin which connects to the centre wire. These end-fittings enable each end of the detector loop to be connected to the control unit via suitable termination fittings and also enable elements to be series connected by means of special couplings (for details of these termination fittings and couplings reference should be made to leaflets ML 064 and ML 069). All elements covered in this leaflet are normally mounted directly onto the airframe and/or engine by means of special clips and bushes (refer to leaflet ML 063).

To meet differing temperature requirements elements are available in three temperature ranges classified as low, medium and high temperature. The temperature/length characteristics for each range shown in Fig.3. Each range, is available in a number of lengths with glandnut hexagons which are either 5/8 inch or 17mm across flats - refer to Tables 1 to 7 for details, other lengths can be introduced for specific requirements. The glandnut of one end-fitting is stamped with the element part number and the glandnut of the other end-fitting is stamped with the serial number of the element.

- NOTE: 1. A figure in brackets following the part number suffix, e.g. D3894/xx(2) denotes modification status.
2. In addition to their part numbers high temperature elements have three grooves around the circular end-portion of the glandnuts and low temperature elements have a single groove.

**FIREWIRE*
Sensing Element**

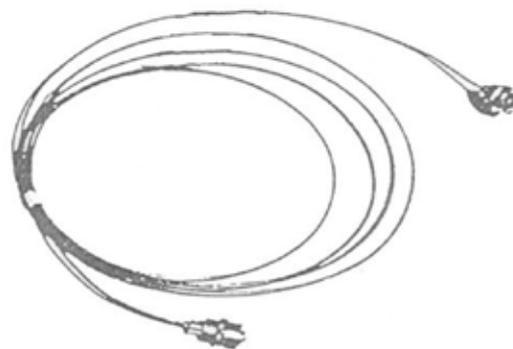


Figure 1
FIREWIRE SENSING ELEMENT

3. Some obsolescent elements are still in service with Whitworth hexagon glandnuts which are 0.6inch across flats. (See Table 4).

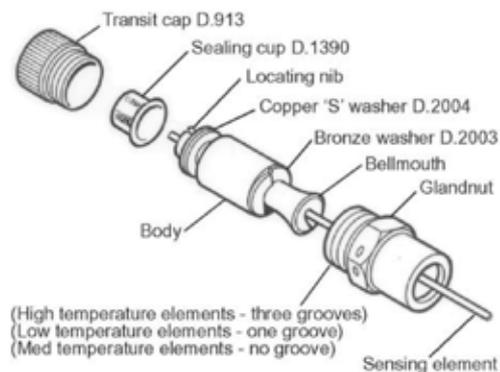


Figure 2
DETAILS OF END-FITTINGS

* International Trade Mark

Page 1 of 2

This leaflet complies with British Civil Airworthiness requirements, Section A, Chapter. A6-2 C.A.A. Approval No. DAI/2416/47

Oct 90

Additional data may be obtained on request to the Aerospace Product Support Department.

Signed:

OPERATION

The resistance of an element, measured between centre wire and sheath, decreases with increase of temperature. This decrease of resistance is accompanied by an increase in capacitance. Control units of the Triple FD and digital types monitor a combination of resistance and capacitance and will signal a warning when the resistance reaches the operate value, normally 1000 ohms, provided the capacitance is sufficiently high. Control units of the conduction type (invariably of earlier design) depend only on the monitored resistance reaching the operate value. The Triple FD and digital control units minimise the possibility of false warnings due to lowering of resistance as a result of a fault condition such as ingress of contaminants into end-fittings.

The graphs in Fig.3 show how the operate temperature depends on the length of element which is heated are based on an operate resistance of 1000 ohms.

Both ends of the element centre wire are connected to the control unit which ensures that, provided centre wire is not earthed, the system will continue to function even when severed. If multiple breaks occur any part of the loop which still has a centre wire connection to the control unit will continue function as a fire detector.

Connecting both ends of the loop to the control unit also enables the test facility of the control unit to check that (a) the elements and their wiring are continuous (b) the insulation resistance of the element loop and wiring are at an acceptable level and (c) the integrity of the system

ACCEPTANCE CHECKS

1. Check the part number is correct.
2. Visually check that the element and its end-fitting assemblies are free from damage.
3. Remove transit caps (Part No. D.913) and sealing cups (Part No. D1390) from the end-fitting assemblies and check that the interior of the assemblies are clean, dry undamaged (See CLEANING).
4. Check the security of the pins.
5. Check that electrical continuity and insulation resistance values are within the specific limits (see "DATA"). These tests must be carried out at a temperature below 50 C.
6. Ensure that a bronze anti-friction washer (Part No. D.2003) and a copper sealing washer (Part No. D2004) are correctly positioned at each end-fitting, then replace sealing cups and transit caps.

SHELF LIFE AND STORAGE CONDITIONS

Firewire elements must be stored in a clean and dry environment with sealing cups and transit caps protecting their end-fittings. Stored under these conditions and as received from the manufacture, the elements have an unlimited shelf-life.

SERVICE LIFE

There is no definite installed life, and serviceability is assessed "on condition" in accordance with the checks detailed under "MAINTENANCE". Where elements show evidence of deterioration it is recommended that they are renewed as a precautionary measure.

OVERHAUL

No overhaul or repair is possible on Firewire elements and failure to meet the specified checks listed under "MAINTENANCE" is cause for rejection.

INSTALLATION

Refer to ML 063 for details of support clips and bushes. Before a new element is installed, check that it has the correct part number and suffix for the particular application and that the end-fitting are clean (see CLEANING), dry, undamaged, with the pins secure, and proceed as follows:

1. Immediately prior to installation, remove the transit cap and the sealing cup from the end to be fitted first and ensure that the interior of the coupling is clean (see CLEANING), dry and undamaged.
2. Check that a NEW copper sealing washer is correctly fitted to the end-fitting: the flat face of the washer should be next to the shoulder of the element end-fitting, thus presenting the cone face to the mating accessory (the latter will normally be a fixed coupling or termination fitting).

CAUTION: A NEW COPPER WASHER (Part No. D2004) MUST BE FITTED EVERY TIME A COUPLING IS MADE OR REMADE.

NOTE: From July 1990 copper washers are nickel plated and have improved sealing qualities.

3. Ensuring that the nib on the locating sleeve of the end-fitting engages in a keyway of the mating accessory, secure one end of the element by inserting the locating sleeve into the body of the accessory then connect and torque-tighten the glandnut to 90 ± 10 lbf in. (A suitable torque wrench is Richmond LTC-0 see SPECIAL TOOLS AND EQUIPMENT).

NOTE: In emergencies, where no torque wrench is available the gland nuts should be done up as tight as possible with fingers and then between half and three quarter turns further tightening should be carried out with a spanner.

4. Working from this connected end and keeping the element centrally located in the bellmouth of the end-fitting, form the element to follow the run required, maintaining a straight line or smooth curve (radius of bend not to be less than 1 inch (25mm), between supports, and avoiding kinks and unnecessary bends. Bushes should be inserted in the clips with their slits on the outside radius of a bend and, on

straight runs, with the slits opposite the dip hinge. Bend elements away from items which may cause chafing under vibration. Except at dipping points elements should be spaced at least 1/4 inch from engine and airframe components. Secure in position with the element supports as the run progresses until the last three support positions are reached.

5. Remove the transit cap and sealing cup from the free end of the element and check as per paragraphs 1 and 2 above.
6. Connect the free end of the element to the appropriate coupling or termination fitting as in paragraph 3, avoiding any localised twisting or straining, and secure the last three supports.
7. Wirelock the mating couplings to the elements ONLY when specified by the airframe manufacturer.

CAUTION: DO NOT APPLY INSULATION RESISTANCE TEST VOLTAGE FOR LONGER THAN IS REQUIRED TO ACHIEVE A STEADY READING

8. At a temperature below 50°C, electrically check the insulation and continuity values of the newly completed loop. The minimum insulation figure for a serviceable loop is 1 megohm using a 250V d.c. source, but a higher figure will normally be attained. Continuity resistance of the centre wire is found by adding together the lengths of the elements in the loop in feet or metres and multiplying by the appropriate resistance per unit length given in DATA, and making an allowance of 0.5 ohm for each interconnection.
9. Connect to the control unit and operate the system test facility as stated in "Pre- and Post-Flight Checks". If the test is unsatisfactory refer to FAULT FINDING below.

SPECIAL TOOLS AND EQUIPMENT

A. Torque Wrench and Adaptors:

1. Richmond LTC-0 Torque wrench.
2. Adaptors:
 - a. A 1/2 inch Standard Square Drive is required for setting the torque wrench.
 - b. Standard Flare Nut and Standard Open Nut Sizes are:
 - 5/8 inch for Unified Hexagon Glandnuts
 - 15m for Whitworth Hexagon Glandnuts
 - 17mm for Metric Hexagon Glandnuts

3. Address:

Dresser Industries Inc., Export Dept., 7007
Pinemont, Houston, Texas 77040, U.S.A.

B. Fault Locator Graviner Type T.1580

- C. Insulation Tester Any suitable device which produces at least 250V d.c. across a one megohm load.

MAINTENANCE

- A. Pre- and Post Flight Checks: Illumination of the fire warning lamp when the test switch operated and extinguishing of the lamp when the switch is released indicates the system serviceable. If this indication is not received refer to FAULT FINDING.
- B. Annually or at the nearest suitable scheduled engine/ aircraft service:

Check system as follows:-

1. Visually inspect the installation ensure that the elements are:
 - a. Clean, dry, undamaged.
 - b. Free from chafes or kinks in the sheath.
 - c. Secure and free from corrosion.

NOTE: Renew any element if chafed or gouged (even if the insulation test is satisfactory).

2. Check that end-fitting assemblies are:
 - a. Externally clean and securely connected.
 - b. Free from signs of strain on the elements or their supports.
 - c. Correctly wire-locked if specified by the airframe manufacturer.
3. Check the clips and bushes as follows:
 - a. Check clips are serviceable and correctly fastened.
 - b. Check condition of bushes.

NOTE: Replace missing and deteriorated bushes. Ensure the slit is on the outside of any bend.

4. Disconnect the loop at a convenient point (preferably at the control unit) and carry out a loop insulation and continuity check (see INSTALLATION paragraph 8). Should the loop fail any of these tests refer to FAULT FINDING.
5. Reconnect the loop into the system operate the test switch (see A above).

FAULT FINDING

Fault finding on the system is best carried separating the system into two parts; the control unit and the loop. Having separated the system, the element loop should be examined first as the majority of faults are associated with this part of the system. Control unit fault finding information will be found in the maintenance leaflets and manuals applicable to the relevant control unit.

Fault finding on the loop should be commenced with an electrical check as defined in "INSTALLATION" paragraph 8. If low insulation of the loop is confirmed, the elements should be examined for signs of chafing, kinking or other damage. If there is no continuity a broken element should be suspected.

If no damage or broken elements are found during visual examination of the loop (OR if the loop fault persists after renewal of a damaged element) the loop should be progressively checked using the "halving" technique (disconnecting at suitable points in the loop) until the faulty section is found. The connectors and connections should be checked, cleaned if required (see CLEANING) and rechecked before assuming that the element is defective. For complex systems with several elements in series the Graviner Fault Locator Test Kit T1580 (see leaflet TL005) is recommended to pin-point the position of the fault.

NOTE: Whenever elements are disconnected the opportunity should be taken to check that the end-fitting assembly interiors are clean and dry, the centre pins are not loose, bent or otherwise damaged and the glandnut threads are sound. Clean any dirty element end-fitting assemblies (see CLEANING). Renew any element with loose pins, and fit a new copper washer at each joint broken.

REMOVAL

1. Release element supports and remove locking wire, if fitted.
2. Unscrew glandnuts and disconnect end-fittings.
3. Remove elements avoiding any stress or strain.

RENEWAL

1. To install an element refer to INSTALLATION.
2. When all the loop components are considered acceptable, the loop should be remade and rechecked by the electrical checks defined in INSTALLATION.
3. When the loop is considered acceptable, it should be reconnected to the control unit and rechecked by means of the system test facility.

CLEANING

CAUTION: CAUTION: DO NOT USE SOLVENTS OR AEROSOLS CONTAINING CHLORIDES, LUBRICANTS OR OTHER RESIDUES AS THESE CAN BREAKDOWN AT ELEVATED TEMPERATURES AND CAUSE SYSTEM DEGRADATION.

1. Remove any dry contaminating material with soft-haired brush.
2. Remove oil, grease and similar contaminating material using a soft-haired brush with a sparing application of one of the following:
Isopropyl Alcohol
Acetone
Electralube Electronic Cleaning Solvent (ECS)
Chemtronics U.K. T.F. Solvent
3. Allow to dry for a minimum period of ten minutes or blow out with dry bottled air nitrogen. (Do not use workshop pressure lines due to their probable moisture content).
4. Check continuity and insulation resistance (see "DATA").

DATA

Operate temperature:

See Graph for heated length/operate temperature characteristics. Maximum average temperature of protected zone should be at least 75°C below element operate level.

Weight of element 0.18oz/ft. (15g/m)

Weight of two end fittings.....1.34oz (38g)

Continuity resistance of centre wire per foot (metre):-

Part No.

D3894/xxx, 51211-xxx..... 0.2 to 0.3
(0.6 to 1.0) ohms

D2370/xxx, D3691/xxx, D17530/xxx,
51221-xxx, 51231-xxx, 51211-xxx 2.0 to 3.5
(6.0 to 11.0) ohms

D889/N, D890/N, D891/N, D1384/N, D4176/N,
D5280/N, D5281/N, D5282/N 2.0 to 3.5
(6.0 to 11.0) ohms

Insulation resistance (single element) centre pin sheath, using a 250V d.c. test instrument:

Part No.

D3894/xxx, 51211-xxx5 megohm
(minimum)

D2370/xxx, D3691/xxx, D17530/xxx,
51221-xxx, 51231-xxx 20 megohms
(minimum)

D889/N, D890/N, D891/N, D1384/N, D4176/N,
D5280/N, D5281/N, D5282/N 20 megohms
(minimum)

Dedation of Design and Performance Reference Numbers:

- Part Nos. D2370 and D17530.....DDP 115
- Part No. D3691 DDP 134
- Part No. D3894 DDP 153

ORDERING PROCEDURE

Graviner part numbers have a computerized or number. For preference the computerized order nun should be used and the part number placed in nomenclature part of the order form.

Tables 1 to 7 list the Firewire type, order numb part number, glandnut type, nominal length continuity resistance, and table 8 the maintenance spares. Note that the "Nominal Length" is dimension between rear faces of glandnut hexagons.

ANEXO E

Descripción del sistema de protección contra incendios de motor del CASA CN-235-200, incluida en el Manual de Operaciones de CASA, revisado a 16-9-1996

Esquema funcional de dicho sistema incluido en el Manual de Operaciones de CASA del CN-235, revisado a 31-3-1990

Esquema funcional de dicho sistema incluido en el Manual de Operaciones del CASA CN-235M

CASA CN-235-200 MANUAL DE OPERACIONES	Fire Protection	I	07-00-01/02
	INDICE/LISTA DE PAGINAS EFECTIVAS	16 SEPTIEMBRE 1996	

CAPITULO 07 - FIRE PROTECTION

INDICE

INDICE/LISTA DE PAGINAS EFECTIVAS 07-00-01

DESCRIPCION

GENERAL	07-10-01
DIFERENTES PARTES DEL SISTEMA	07-10-01
Detección de Sobrecalentamiento o Fuego en Motor	07-10-01
Extinción de Fuego en Motor	07-10-01
Detección de Humos	07-10-02

COMPONENTES (no ha lugar)CONTROLES E INDICADORES

AVISOS DE DETECCION	07-30-01
CONTROLES DE EXTINCION DE FUEGO EN MOTOR	07-30-02

ESQUEMAS FUNCIONALES

SISTEMA DE PROTECCION CONTRA INCENDIOS EN MOTOR	07-40-01
---	----------

REFERENCIA CRUZADA		
PARA	REFERIRSE A	CAPITULO
Extintores Portátiles	EMERGENCY EQUIPMENT	06
Luz WING OVERHEAT	PNEUMATICS	15

LISTA DE PAGINAS EFECTIVAS					
Indica página revisada, añadida o eliminada en la revisión n° 3					
PAGINA	FECHA	PAGINA	FECHA	PAGINA	FECHA
07-00-01/02	16 SEP 96	07-30-01	16 SEP 96		
07-10-01	31 MAR 92	07-30-02	31 MAR 92		
07-10-02	16 SEP 96	07-40-01/02	31 MAR 92		

CASA CN-235-200 MANUAL DE OPERACIONES	Fire Protection	I	07-10-01
	DESCRIPCION	31 MARZO 1992	

GENERAL

El sistema de protección contra incendios comprende dos subsistemas, uno de detección y otro de extinción.

Cada motor del avión tiene un conjunto detector de sobrecalentamiento o fuego y dispone de dos botellas extintoras, compartidas con el otro motor.

El compartimento de carga y el lavado están protegidos, cada uno, por un conjunto detector de humos.

Estos subsistemas de detección informan sonora y visualmente a la tripulación de la existencia de una condición peligrosa.

El sistema contra incendios comprende además tres extintores portátiles para combatir los fuegos de abordo (Ver EMERGENCY EQUIPMENT).

DIFERENTES PARTES DEL SISTEMA

DETECCION DE SOBRECALENTAMIENTO O FUEGO EN MOTOR

Cada motor está equipado con un circuito detector, que discurre por las partes más críticas del motor. En caso de fuego, el circuito detector envía una señal a la unidad de control que activa las siguientes señales:

- Las luces Master WARNING
- La Bocina intermitente lenta
- La luz FIRE de la correspondiente Palanca Cortafuegos del Panel de Techo
- La luz ENG FIRE correspondiente del Panel de Avisos

El aviso de fuego cesará cuando cesen las condiciones de fuego o sobrecalentamiento. El aviso audible puede ser cancelado presionando cualquiera de las plaquetas Master WARNING.

El sistema está capacitado para detectar sus propios fallos activando las luces Master CAUTION y la luz ENG FIRE DET correspondiente del Panel de Avisos.

EXTINCION DE FUEGO EN MOTOR

El conjunto extintor comprende dos botellas en paralelo para que el piloto disponga de dos disparos de descarga, de elemento extintor, en el motor afectado.

La actuación del piloto sobre el sistema se realiza a través de la Palanca Cortafuegos iluminada. En su primer movimiento (palanca hacia afuera) se corta el combustible al motor correspondiente (y deshabilita el freno de la hélice, si se trata del motor derecho) y hace encenderse las dos luces READY de las plaquetas DISCH indicando así que el circuito detonante está preparado para ser accionado.

Al girar la palanca a izquierdas se descarga su botella asociada y se enciende la luz DISCH de la plaqueta. Girando la palanca a derechas se repite el proceso con la botella del otro motor.

CASA CN-235-200 MANUAL DE OPERACIONES	Fire Protection	I	07-10-02
	DESCRIPCION	16 SEPTIEMBRE 1996	

NOTA

El disparo de la segunda botella en un motor deja desprotegido al otro motor.

Para prevenir una condición de sobrepresión, cada botella dispone de un conducto de alivio con salida al exterior a través de un indicador de descarga. Estos indicadores del tipo de "ruptura de disco", situados en la unión del ala derecha con el fuselaje son de color verde cuando el disco está intacto y rojo cuando ha sido destruido.

DETECCION DE HUMOS

El compartimento de carga dispone de un detector fotoeléctrico que se activa automáticamente con la presencia de humo.

El aviso en cabina comprende:

- Luces Master WARNING
- Luz CARGO SMOKE

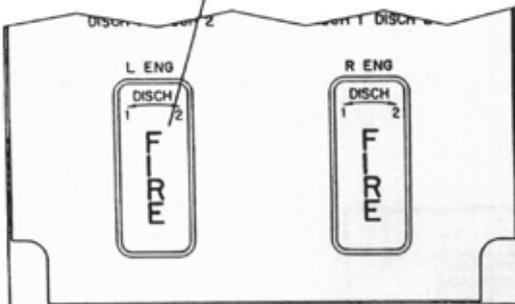
El lavabo dispone de un detector semejante al anterior que enciende la luz TOILET SMOKE del Panel de Avisos.

Si se detecta humo en el contenedor de desperdicios del lavabo se disparará automáticamente un extintor situado en él.

CASA CN-235-200 MANUAL DE OPERACIONES	Fire Protection	I	07-30-01
	CONTROLES E INDICADORES	16 SEPTIEMBRE 1996	

AVISOS DE DETECCION

Luz FIRE de la Palanca Cortafuegos (2) (roja).
Encendida - Fuego en el motor correspondiente.



PANEL DEL TECHO

Luz ENG FIRE DET (1,2) (ámbar).
Encendida - Indica fallo en el circuito de detección.



PANEL DE AVISOS

Luz TOILET SMOKE (ámbar).
Encendida - Presencia de humo en el lavabo.



PANEL DE AVISOS

Luz ENG FIRE (1,2) (roja).
Encendida - Fuego en el motor correspondiente.



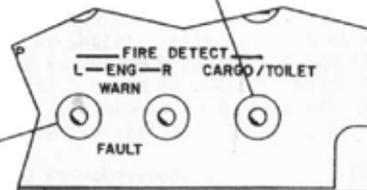
PANEL DE AVISOS

Luz CARGO SMOKE (roja).
Encendida - Presencia de humo en el compartimento de carga.



PANEL DE AVISOS

Interruptor CARGO/TOILET.
CARGO/TOILET - Posición momentánea. Se prueban los circuitos de detección de humos. Si están operativos se encenderán las luces CARGO SMOKE y TOILET SMOKE.

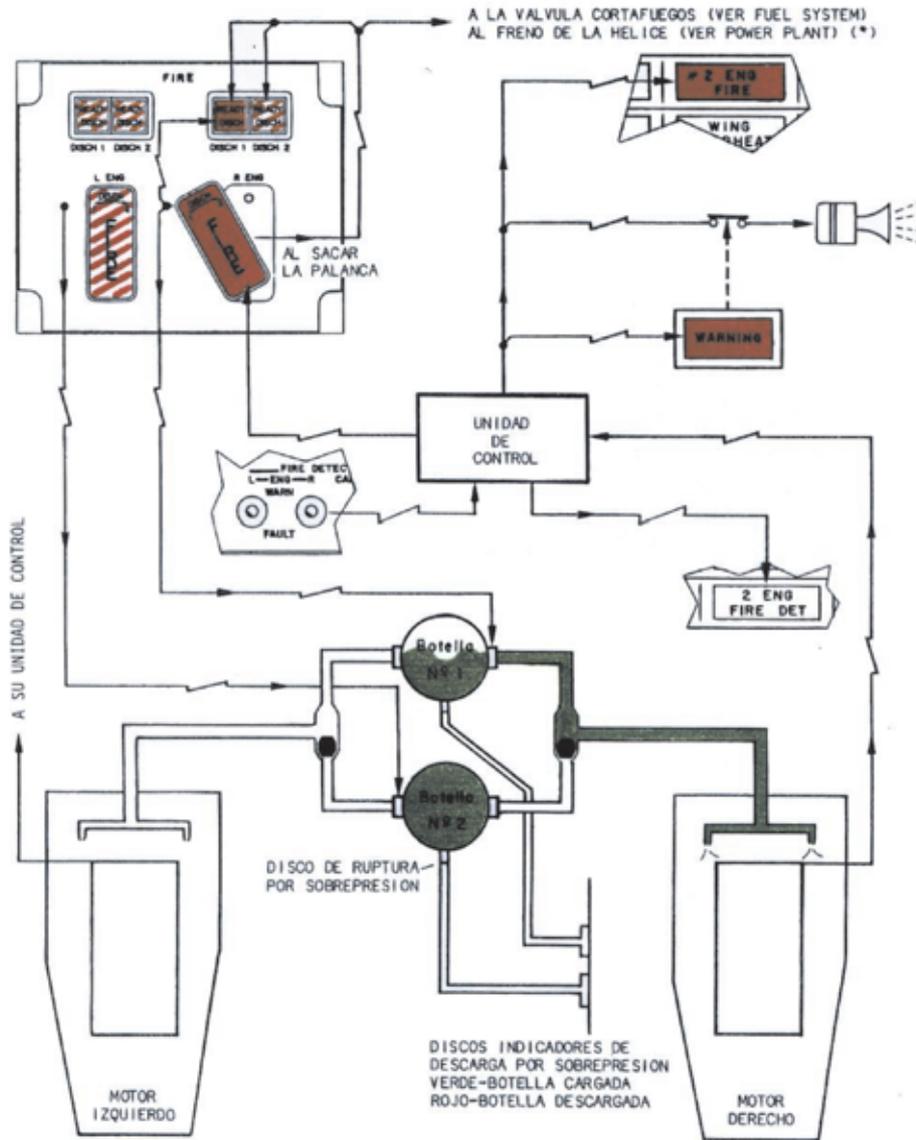


PANEL DEL TECHO

Selector ENG FIRE DETECT (L, R).
WARN - Posición momentánea. Se prueba circuito de detección de fuego. Si esta operativo se encenderá la Luz ENG FIRE.
FAULT - Posición momentánea. Se prueba el circuito de control. Si está operativo se encenderá la luz ENG FIRE DET.

CASA CN-235-200 MANUAL DE OPERACIONES	Fire Protection ESQUEMAS FUNCIONALES	I	07-40-01/02
		31 MARZO 1992	

SISTEMA DE PROTECCION CONTRA INCEDIOS EN MOTOR



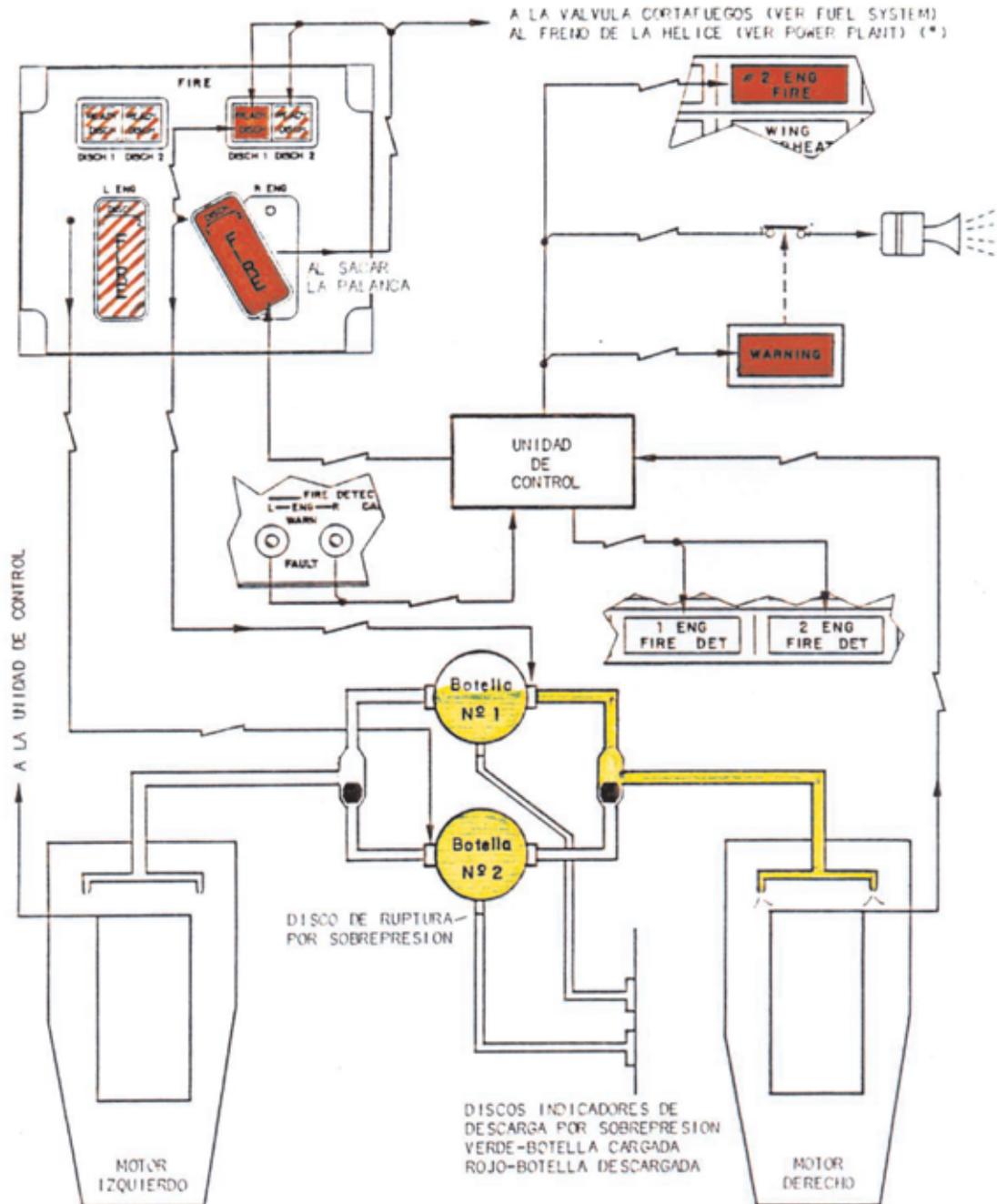
(*) Sólo en motor derecho

CONDICION: FUEGO EN MOTOR DERECHO Y DESCARGA DE SU BOTELLA ASOCIADA (BOTELLA N° 1).

CC026102E11

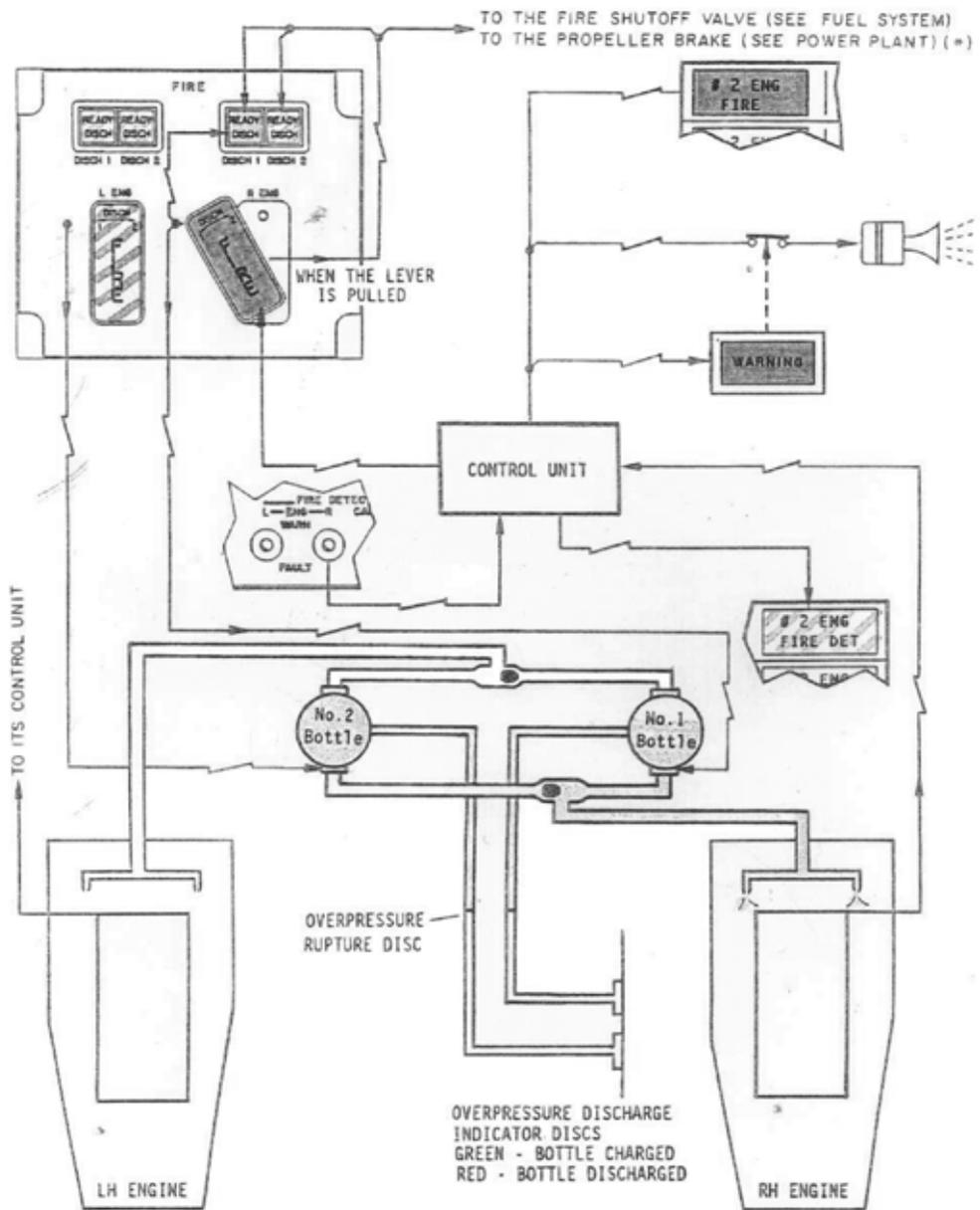
CASA CN-235 MANUAL DE OPERACIONES	Fire Protection ESQUEMAS FUNCIONALES	I	07-40-01/02
		31 MAR 1990	

SISTEMA DE PROTECCION CONTRA INCENDIOS EN MOTOR



(*) Sólo en motor derecho

CONDICION: FUEGO EN MOTOR DERECHO Y DESCARGA DE LA BOTELLA Nº. 1



(+) Only RH engine.

CONDITION: RH ENGINE FIRE AND THE ASSOCIATE BOTTLE DISCHARGE (BOTTLE No. 1)

CC026006I10

Figure 1-119. Engine Fire Protection System

ANEXO F

Gráficas del vuelo basadas en los parámetros del DFDR. Trayectoria vertical del avión durante la aproximación final

PARÁMETROS MOTOR 1. BINTER MÁLAGA

