

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

INFORME TÉCNICO A-054/1999

Accidente ocurrido el
día 14 de septiembre
de 1999 a la aeronave
Boeing 757-200,
matrícula G-BYAG,
en el Aeropuerto
de Girona



MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-054/1999

**Accidente ocurrido el 14 de septiembre de 1999
a la aeronave Boeing 757-200, matrícula G-BYAG,
en el Aeropuerto de Girona**



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 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	ix
Sinopsis	xiii
1. Información sobre los hechos	1
1.1. Reseña del vuelo	1
1.1.1. Preparación del vuelo y ruta	1
1.1.2. Primera aproximación	2
1.1.3. Segunda aproximación	3
1.1.4. Aterrizaje	4
1.1.5. Evacuación	4
1.1.6. Búsqueda y salvamento	5
1.2. Lesiones a personas	5
1.3. Daños sufridos por la aeronave	6
1.4. Otros daños	6
1.5. Información sobre el personal	6
1.5.1. Piloto al mando	6
1.5.2. Copiloto	7
1.5.3. Períodos de actividad de la tripulación de vuelo	7
1.5.4. Declaración de la tripulación de vuelo	7
1.5.5. Tripulación de cabina de pasajeros	9
1.5.6. Personal ATC	9
1.5.7. Declaración del controlador	9
1.6. Información sobre la aeronave	10
1.6.1. Célula, aeronavegabilidad, mantenimiento y motores	10
1.6.2. Pesado y centrado	10
1.6.3. Descripción de la aeronave	11
1.6.4. Requisitos de distancia de aterrizaje	19
1.7. Información meteorológica	20
1.7.1. Situación general	20
1.7.2. Situación meteorológica en los aeropuertos de la zona	20
1.7.3. Condiciones meteorológicas comunicadas a la tripulación durante el aterrizaje ..	22
1.8. Ayudas a la navegación y aterrizaje	22
1.8.1. Aproximación inicial y a la pista 02	22
1.8.2. Pista 20	22
1.8.3. Resultado del vuelo de prueba de las radioayudas tras el accidente	23
1.9. Comunicaciones	24
1.9.1. General y en ruta	24
1.9.2. Comunicaciones con el Aeropuerto de Girona	24
1.9.3. Comunicaciones para búsqueda y rescate	25
1.10. Información sobre el aeródromo	26
1.10.1. General	26
1.10.2. Suministro eléctrico	27
1.10.3. Características físicas del campo de vuelos	28

1.11. Registradores de vuelo	29
1.11.1. Recuperación de los grabadores	29
1.11.2. Descripción de los sistemas de grabación	29
1.11.3. Lectura de los grabadores e información recuperada	30
1.11.4. Sincronización de tiempo del DFDR y del CVR	32
1.11.5. Reconstrucción del vuelo basada en la información recuperada	33
1.11.6. Dirección, velocidad y cizalladura del viento	37
1.11.7. Avisos sonoros recuperados del CVR	37
1.12. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	38
1.12.1. Lugar de impacto	38
1.12.2. Restos de la aeronave	42
1.13. Información médica y patológica	53
1.14. Incendio	53
1.15. Supervivencia	53
1.15.1. Accidente	53
1.15.2. Evacuación	54
1.15.3. Búsqueda y salvamento	55
1.16. Ensayos e investigaciones	56
1.16.1. Inspección del tren de aterrizaje	56
1.16.2. Simulación del vuelo	57
1.16.3. Velocidad de la aeronave calculada	57
1.16.4. Cargas sobre el tren en la toma de tierra	58
1.17. Información orgánica y de dirección	59
1.17.1. Procedimientos del operador	59
1.17.2. Información sobre el operador aeroportuario	64
1.18. Información adicional	64
1.18.1. Recopilación de testimonios	64
1.18.2. Antecedentes de roturas de la estructura de pata de morro del B-757	66
1.18.3. Aproximación estabilizada	67
1.18.4. De-rotación durante el aterrizaje	68
1.18.5. Corrección en carta comercial usada durante la aproximación	69
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces	69
2. Análisis	71
2.1. General	71
2.2. Operación del vuelo	72
2.2.1. Calificación de la tripulación y rendimiento	72
2.2.2. Procedimientos operacionales	73
2.2.3. Condiciones meteorológicas	77
2.2.4. Control del tránsito aéreo y comunicaciones	79
2.2.5. Ayudas a la navegación	80
2.2.6. Aeropuerto	81
2.3. Factores humanos	82
2.3.1. Programación de vuelos y fatiga	82
2.3.2. Coordinación de la tripulación	83
2.3.3. Proceso de toma de decisiones y factores que afectaron	84
2.4. Aproximación final, toma de tierra y desplazamiento por la pista	85

2.4.1.	Aproximación final	85
2.4.2.	Primer contacto	85
2.4.3.	Recorrido inicial por la pista	87
2.4.4.	Segunda parte del recorrido por la pista	88
2.4.5.	Recorrido fuera de la pista	90
2.5.	Supervivencia	91
2.5.1.	General	91
2.5.2.	Cabina	92
2.5.3.	Daños personales	92
2.5.4.	Evacuación	93
2.5.5.	Búsqueda del avión y rescate de los ocupantes	94
2.6.	Modo de fallo del tren de morro	95
3.	Conclusiones	97
3.1.	Compendio	97
3.1.1.	Aeronave	97
3.1.2.	Tripulación de vuelo	98
3.1.3.	Servicios ATS e instalaciones del Aeropuerto	99
3.1.4.	Búsqueda y salvamento	99
3.1.5.	Registradores de vuelo	100
3.2.	Causas	100
4.	Recomendaciones sobre seguridad	103
5.	Apéndices	105
Apéndice A.	Figuras	107
Figura 1.	Carta de la primera aproximación	109
Figura 2.	Carta de la segunda aproximación	110
Figura 3.	Restos principales	111
Figura 4.	B757-200. Vista general	112
Figura 5.	Distribución interior en cabina	113
Figura 6.	Estructura de soporte del tren de morro	114
Figura 7.	Detalle del B757 (en un avión similar al G-BYAG)	115
Figura 8.	Cables de mando de la planta de potencia	116
Figura 9.	Disposición de los cables de mando de la planta de potencia	117
Figura 10.	Centro principal de equipo	118
Figura 11.	Registradores de vuelo del avión (CVR, DFDR y QAR)	119
Figura 12.	Datos FDR desde interceptación de la senda hasta la primera toma	120
Figura 13.	Datos FDR del último tramo volado manualmente	121
Figura 14.	Datos FDR con vista ampliada de la primera y segunda tomas	122
Figura 15.	Perfil de viento extraído de los datos del FDR	123
Figura 16.	Trayectoria horizontal de la primera aproximación	124
Figura 17.	Trayectoria horizontal de la segunda aproximación	125
Figura 18.	Recorrido en tierra de la aeronave	126
Figura 19.	Detalle de parte final del recorrido en tierra de la aeronave	127
Figura 20.	Distancia de cada tramo del recorrido en tierra de la aeronave	128
Figura 21.	Esquema de las marcas iniciales sobre la pista	129

Figura 22. Esquema del segundo conjunto de marcas sobre la pista	130
Figura 23. Marcas en la pista y restos	131
Figura 24. Marcas fuera de la pista	132
Figura 25. Marcas en la pista y restos	133
Figura 26. Detalle de los restos	134
Figura 27. Cara interna del fuselaje delantero	135
Figura 28. Daños a los cables de mando de control	136
Figura 29. Tren de aterrizaje	137
Figura 30. Esquema de la deformación sufrida por la cabina	138
Figura 31. Daños a la cabina	139
Figura 32. Cabina de vuelo	140
Figura 33. Desplazamiento de la estructura de soporte del tren de morro	141
Apéndice B. Imágenes del radar meteorológico	143
Apéndice C. Evaluación en simulador de vuelo	149

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
00° 00' 00"	Grados, minutos y segundos
000° M	Grados de rumbo magnético
AAIB	«Air Accidents Investigation Branch», Unidad de Investigación de Accidentes de Aeronaves del Reino Unido
AAL	«Above aerodrome level», altura sobre el nivel del aeródromo
ACC	Centro de Control de Área
ACMP	«Alternating Current Motorised Pump»
ADF	Equipo Radiogoniométrico Automático
ADI	«Attitude Director Indicator»
AEC	«Aft Equipment Centre»
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AGL	«Above Ground Level», por encima del nivel del suelo
AIP	Publicaciones de Información Aeronáutica
AOC	Certificado de Operador Aéreo
APP	Oficina o Servicio de Control de Aproximación
APU	«Auxiliary Power Unit», Unidad de Potencia Auxiliar
APU GCU	«Auxiliary Power Unit Generator Control Unit»
ARO	«Aircraft Reporting Office», Oficina de Notificación de los Servicios de Tránsito Aéreo
ATC	Control de Tránsito Aéreo (en general)
ATIS	Servicio Automático de Información Terminal
BPCU	«Busbar Power Control Unit»
CAT I	Aproximación Categoría Uno
CB	«Circuit breaker», corta circuito, o cúmulonimbo
CG	Centro de Gravedad
CRM	Gestión de recursos de la tripulación
CRT	Tubo de rayos catódicos
CVR	Registrador de Voz en Cabina
DFDR	Registrador Digital de Datos de Vuelo
DH/DA	Altura de Decisión
DME	Equipo medidor de distancias
E	Este
EDP	«Engine-driven pump»
EFI	«Electronic Flight Instruments»
EFISSG	«Electronic Flight Indication System Symbol Generator»
EICAS	«Engine Indication and Crew Alerting System», Sistema de monitorización de motor y aviso a la tripulación
EICASC	«Engine Indicating & Crew Alerting System Computer»
EPR	«Engine Pressure Ratio»
ETA	Hora prevista de llegada
FAA	«Federal Aviation Administration»
FAR	«Federal Aviation Regulation»
FDAU	«Flight Data Acquisition Unit»
FEC	«Forward Equipment Centre»
FIR	Región de Información de Vuelo
FL	Nivel de Vuelo
FMC	«Flight Management Computer», Computadora de Gestión de Vuelo
FMU	«Fuel metering unit»
FOM	«Flight Operations Manual», Manual de Operaciones de Vuelo
ft	Pies
g	Aceleración de la gravedad
GCU	«Generator Control Unit»
GPWS	«Ground Proximity Warning System», Sistema de Aviso de Proximidad al Suelo
GS/GP	«Glide slope/glide path»
h: min: seg	Horas, minutos y segundos

Abreviaturas

hPa	Hectopascal
HSI	«Horizontal Situation Indicator»
Hz	Hertzios
IAP	Punto inicial de la aproximación instrumental
IFR	Reglas de Vuelo Instrumental
ILS	Sistema de Aterrizaje por Instrumentos
in	Pulgadas
ISA	Atmósfera Estándar Internacional
JAR OPS	Requisitos Conjuntos de Aviación para Operaciones
KCAS	Nudos de velocidad calibrada
kg	Kilogramos
KIAS	Nudos de velocidad indicada
km	Kilómetros
kt	Nudos
Kw	Kilowatio
L	«Left», Izquierda
l	Litros
lb	Libras
LEGE	Indicativo OACI del Aeropuerto de Girona
°M	Rumbo magnético en grados
m	Metros
MAC	Cuerda Media Aerodinámica
MAPT	«Missed Approach Point», Punto de aproximación frustrada
mb	Milibares
MEC	«Main Equipment Centre», Centro principal de equipo
METAR	Informe meteorológico ordinario
MHz	Megahertzios
MLG	Siglas en inglés de «Tren principal de aterrizaje»
MN	Milla náutica
MO	Manual de Operaciones, preparado por el Operador («Operations Manual»)
N	Norte
N/A	No afecta
NDB	Radiofaro no direccional
NLG	Siglas en inglés de «Tren de aterrizaje de morro»
NOTAM	Aviso distribuido por medios de telecomunicaciones que contiene información relativa al establecimiento, condición o modificación de cualquier instalación aeronáutica, servicio, procedimiento o peligro, cuyo conocimiento oportuno es esencial para el personal encargado de las operaciones de vuelo
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OM	«Outer Marker», baliza exterior del ILS
OMA	Oficina Meteorológica de Aeródromo
P/N	«Part Number», Número de la Parte
PAPI	«Precision Approach Path Indicator»
PF	Piloto a los mandos
PNF	Piloto no a los mandos
psig	Presión en libras por pulgada cuadrada, medida con un manómetro
PSU	«Passenger Service Unit», Unidad de servicio a los pasajeros, que incluye las máscaras de oxígeno
QAR	«Quick Access Recorder», Registrador de Datos de Acceso Rápido
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	«Right», Derecha
RVR	Alcance Visual en Pista
S/N	Número de serie
SEI	Servicio de Extinción de Incendios

Abreviaturas

SIGMET	Información relativa a fenómenos meteorológicos en ruta que puedan afectar a la seguridad de las operaciones de las aeronaves
SOP	«Standard Operational Procedures», Procedimientos Operacionales Estándar
Sta	Estación del fuselaje contada desde una referencia
TMA	Área de Control Terminal
TAF	«Terminal Area Forecast», Pronóstico meteorológico de área terminal
TWR	Torre de Control
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VOLMET	Información meteorológica para aeronaves en vuelo
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR/DME	Radiofaro omnidireccional de muy alta frecuencia/Equipo radiotelemétrico (en el mismo emplazamiento)
W	Oeste

Sinopsis

El avión realizó una aproximación y aterrizaje en la pista 20 del Aeropuerto de Girona, de noche y en condiciones meteorológicas de tormenta fuerte con lluvia. En la fase final de la aproximación la iluminación del aeropuerto falló durante unos segundos. Se produjo una toma dura con las ruedas del tren de morro y del tren principal y el avión botó en la pista. Hubo una segunda toma más dura sobre las ruedas del tren de morro, que se plegó hacia atrás con su estructura de soporte. Los daños producidos en los sistemas del avión causaron la pérdida prácticamente total de energía eléctrica en el avión, interferencia con mandos y un incremento no comandado de empuje.

La aeronave se salió de la pista a elevada velocidad aproximadamente 1.000 m después de la segunda toma de tierra. Después de atravesar varios obstáculos llegó a un campo fuera del perímetro del aeropuerto y se detuvo después de recorrer casi 1.900 m desde la mencionada segunda toma. El fuselaje se fracturó en dos secciones y hubo un daño considerable en la estructura y equipamiento interior de la cabina. No hubo fuego. La evacuación de todos los ocupantes, iniciada por la tripulación de cabina, se completó con rapidez. Los servicios de emergencia tuvieron dificultades para localizar el avión; dadas las adversas condiciones llegaron al lugar del accidente cuando la evacuación ya se había realizado.

De acuerdo con lo establecido en el Anexo 13 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, el Reino Unido de la Gran Bretaña y Estados Unidos de América nombraron representantes acreditados que participaron en la investigación. También se obtuvo asistencia técnica del fabricante de la aeronave y del operador.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

1.1.1. Preparación del vuelo y ruta

El 14 de septiembre de 1999, a las 19:40 horas¹, el Boeing B757-200 (B757) de Britannia Airways, matrícula G-BYAG, vuelo número BAL-226A, despegó del Aeropuerto de Cardiff, Reino Unido, para efectuar un vuelo con destino al Aeropuerto de Girona, España. A bordo había dos miembros de la tripulación de vuelo en la cabina de mando, siete miembros de la tripulación auxiliar de vuelo en la cabina de pasajeros y 236 pasajeros.

Los pilotos se incorporaron a la actividad a las 18:45 h. La previsión meteorológica de la zona terminal (TAF, «Terminal Area Forecast») para Girona, válida desde el día 14 a las 19:00 h hasta el 15 a las 04:00 h, indicaba que temporalmente habría tormentas y lluvia con visibilidad de 2.000 metros. Para el mismo intervalo los alternativos seleccionados de Barcelona y Reus tenían una previsión meteorológica similar a Girona en cuanto a tormentas. En el tercer alternativo, Toulouse, la previsión de tormentas era entre las 00:00 h y las 03:00 h del día 15, fuera del horario de operación del vuelo. Los SIGMET emitidos a lo largo del día 14 para el FIR de Barcelona indicaban que se observaban tormentas embebidas durante todo el día.

Antes del despegue la tripulación consideró las previsiones meteorológicas y el comandante ordenó cargar una cantidad de combustible extra equivalente a 15 minutos de vuelo en previsión de posibles demoras. El copiloto fue designado como piloto a los mandos de la aeronave (PF) para ese sector.

El despegue y la fase en ruta del vuelo transcurrieron sin novedad. El copiloto completó el briefing para la aproximación ILS («Instrument Landing System») a la pista 20 antes de que la aeronave iniciase su descenso hacia Girona.

Al entrar en alcance radio de Girona, a las 21:14 h, la tripulación solicitó el último informe meteorológico al controlador de la torre de Girona, que suministró la siguiente información meteorológica: el viento era norte, 10 kt, QNH 1010, visibilidad 5 km, tormenta y lluvia, nubes dispersas a 1.800 pies, algunos cúmulo-nimbos a 3.500 pies, repitió el QNH de 1010, temperatura 20 °C, punto de rocío 20 °C («THE WIND IS NORTH, 10 KT, QNH 1010, VISIBILITY 5 KM, THUNDERSTORM AND RAIN, SCATTERED 1,800, FEW 3,500 FEET CB, QNH 1010, TEMPERATURE 20, DEWPOINT 20»). Y añadió que la tormenta estaba al suroeste del campo.

El controlador ofreció la opción de aproximación ILS a la pista 20, pero la tripulación decidió usar para el aterrizaje la pista 02 al considerar las condiciones de pista mojada,

¹ Todos las referencias de tiempo de este informe se dan en hora UTC excepto donde se indique expresamente lo contrario. Hay que sumar dos horas para obtener la hora local en Girona.

pendiente descendente y viento en cola, y requirió la aproximación GRN VOR/DME 02. El comandante, considerando la mayor complejidad de esta aproximación, asumió en esos momentos la función de piloto a los mandos. En una nueva comunicación con la torre, fueron autorizados a esa aproximación GRN VOR/DME 02.

El copiloto solicitó a la tripulación de cabina que asegurase la cabina de pasajeros con la debida antelación y avisó a dicho personal y a los pasajeros de que en la aproximación se producirían turbulencias. Los pilotos pudieron ver la actividad tormentosa en la pantalla del radar meteorológico hacia el oeste y el suroeste del aeropuerto. Posteriormente, durante el descenso, el sobrecargo notó que la aeronave había sido alcanzada por un rayo en el lado izquierdo y posteriormente avisó al comandante de este hecho.

1.1.2. *Primera aproximación*

A las 21:18 h, entrando a 16 MN hacia el VOR GRN, el comandante desplegó los aerofrenos. La aeronave pasó por encima del VOR a las 21:22 h, descendiendo a 7.200 pies de altitud e inició el procedimiento de aproximación VOR/DME 02 (véanse las Figuras 1 y 16 del Apéndice A).

Un minuto después de pasar sobre el VOR a 7.200 ft, la tripulación observó que quedaban en el depósito 4.200 kg de combustible. Mientras la aeronave viraba a la derecha de regreso al VOR, la carta de aproximación del comandante se desprendió de su soporte debido a la turbulencia y el comandante pidió al copiloto que le leyera en voz alta los detalles de su carta. A las 21:26 h la aeronave sobrevoló de nuevo el VOR a 5.000 pies de altitud. Seleccionaron flap 1° y luego flap 5° durante el viraje de alejamiento, y a las 21:29 h la aeronave se niveló a 3.400 pies de altitud. La torre de control dio a la aeronave la siguiente información meteorológica: «LA VISIBILIDAD ES AHORA 4 KM, SCATTERED A 1.500 PIES, FEW A 3.000 PIES CB, BROKEN A 4.000 PIES, LA TORMENTA ESTÁ AHORA SOBRE EL CAMPO».

Después de esa información el comandante advirtió al copiloto de que se preparara por si hubiera que frustrar la aproximación y dirigirse al alternativo, verificando la cantidad de combustible disponible de 3.600 kg sobre un mínimo requerido por la compañía de 2.800 kg como habían discutido previamente. Desde ese momento hasta la aproximación frustrada, el copiloto dio tres avisos separados de «bug minus ten» («referencia menos diez») refiriéndose a que la velocidad indicada estaba 10 kt por debajo de la requerida.

A las 21:32 h, cuando se establecieron hacia el VOR en el radial 197 a 10 DME, la aeronave estaba configurada para un aterrizaje con todo el flap desplegado (30°) y los aerofrenos fueron retraídos al constatarse su posición mientras se leía la lista previa al aterrizaje. A las 21:33 h la torre de control informó de que el viento estaba rolando hacia el sur todo el tiempo y en ese instante era 200°/12 kt, y propuso a la tripulación romper a la derecha al llegar a mínimos e incorporarse al tramo de viento en cola izquier-

da a la pista 20. El comandante frustró la aproximación a las 21:36 h al considerar que la aeronave no estaba en buena situación para aterrizar o para aceptar el «circling» a la 20 cuando vio las luces del aeropuerto. La altitud mínima de la aeronave durante la aproximación frustrada fue de 820 pies [351 ft sobre el nivel del aeródromo, «above aerodrome level» (AAL)]. La aeronave lo notificó al ATC, siguió el procedimiento de aproximación frustrada y el controlador pidió que informaran cuando se encontraran sobre el NDB de Girona con 5.000 pies de altitud.

La tripulación confirmó el combustible disponible en 3.100 kg, y el copiloto notificó el aviso de baja presión de la bomba de combustible delantera, situación previsible con la cantidad de combustible en depósitos y la actitud de la aeronave en la frustrada.

A las 21:37 h la torre de control suministró la siguiente información meteorológica del Aeropuerto de Barcelona, previa solicitud de la tripulación: «VIENTO 360°/10 KT, NUBES DISPERSAS A 3.000 PIES, TEMPERATURA 18 °C, PUNTO DE ROCÍO 14 °C Y QNH 1.010 hectopascales (hPa)».

1.1.3. Segunda aproximación

A las 21:38 h la tripulación solicitó el procedimiento de aproximación ILS a la pista 20. Fueron autorizados para la aproximación e informados de que el viento era de 190°/15 kt con un alcance visual en pista (RVR) de 1.500 metros (véanse Figuras 2 y 17 en el Apéndice A). El comandante no realizó un nuevo «briefing» de aproximación con su copiloto, sino que la tripulación acordó intentar una única nueva aproximación y, en el caso de frustrada, proceder al alternativo de Barcelona.

Posteriormente, el FMC («Flight Management Computer») avisó con un mensaje de «combustible insuficiente» que notificó el copiloto y colacionó el comandante. Establecidos en el localizador, el comandante ordenó desconectar el radar meteorológico y repararon el procedimiento de frustrada. Justo antes de capturar la senda, el comandante constató que quedaban 2.800 kg de combustible, el mínimo del operador para proceder al alternativo, teniendo en cuenta el combustible para ir al alternativo y el de reserva final (30 minutos), y que en caso de proceder a Barcelona dispondrían aproximadamente de unos 200 kg menos sobre esa cantidad requerida por el operador. Los tripulantes confirmaron que el piloto al mando estaría buscando referencias visuales exteriores mientras que el copiloto estaría vigilando los instrumentos del avión durante la aproximación.

A las 21:45 h la aeronave fue configurada para un aterrizaje con flap 30°, recibió permiso para aterrizar y la torre notificó que el viento en superficie era de 150°/9 kt. El comandante dijo «lights in sight» («luces a la vista») a las 21:46:32 h, cuando el avión estaba aproximadamente a 1.000 pies (530 pies AAL). A las 21:46:47 h el comandante dijo «contact» («contacto»), encendió las luces de aterrizaje de la aeronave y entonces la torre de control notificó a la aeronave que ésta era visible y dio el último parte sobre el viento de 150°/6 kt. A las 21:46:58 h, cuando la aeronave estaba a 250 pies AGL y en la senda de planeo,

el comandante desconectó el control automático de empuje de los motores y el piloto automático. La aeronave comenzó a desviarse por encima de la senda de planeo.

A las 21:47:10 h, a 110 pies AGL el comandante empujó la palanca de mando casi totalmente hacia delante manteniéndola así durante breve tiempo antes de volverla a una posición próxima al punto neutro. Al mismo tiempo, el copiloto dio un aviso de «full scale fly down» (esto quería decir que el avión estaba más de dos puntos por encima de la senda, «a tope de escala», y la instrucción para corregir eso era «volar hacia abajo» o «fly down»). La aeronave adquirió una actitud de morro hasta $-4,5^\circ$ (morro hacia abajo) y luego recuperó hasta $-2,5^\circ$. Durante este período el comandante perdió su referencia visual con la pista.

1.1.4. *Aterrizaje*

A las 21:47:13 h y entre 80 y 54 pies AGL, se produjo un aviso acústico «SINK RATE» (velocidad de descenso excesiva) del sistema de aviso de proximidad al suelo (GPWS), en Modo Uno. Un segundo más tarde, el copiloto avisó «Thousand down» (1.000 pies/minuto bajando) y se produjo un segundo aviso «SINK RATE». Las palancas de empuje fueron retardadas hasta la posición de ralenti inmediatamente después de escuchar el aviso automático de radio altímetro de 10 pies («TEN»).

A las 21:47:17 h la aeronave tocó la pista con una actitud de -2° (morro abajo), con ala nivelada, a una velocidad respecto al aire de 141 kt y con un valor máximo registrado de aceleración vertical de 3,11 g. La aeronave rebotó, el morro se elevó hasta $+3,3^\circ$, se inició un alabeo hacia la derecha y ambas palancas de empuje fueron avanzadas hasta una relación de presión en motores de 1,18 (EPR). Se aplicó y se mantuvo aplicado a tope el timón de profundidad hacia abajo hasta el segundo contacto con el terreno, lo que ocasionó un rápido picado. La aeronave contactó por segunda vez con la pista con una actitud de morro de $-0,5^\circ$, a una velocidad de rotación de $7^\circ/\text{seg}$ hacia abajo y con un ángulo de alabeo de $4,2^\circ$ y una velocidad angular de alabeo de $2,2^\circ/\text{seg}$ hacia la derecha. La columna de control volvió a la posición neutral y la grabación de datos cesó medio segundo después.

La energía eléctrica de la aeronave se interrumpió y se activó el alumbrado de emergencia de la cabina. El copilo avisó «AUTOBRAKE» (indicando al comandante que la frenada automática no estaba funcionando) y el comandante aplicó frenos de modo manual. Las evidencias encontradas indican que probablemente no se desplegaron los spoilers ni las reversas de motores. Después de recorrer una distancia a lo largo de la pista, la aeronave se desvió hacia la derecha y salió de la superficie pavimentada 1.000 m después del punto de la segunda toma (véase Figura 20 en el Apéndice A).

1.1.5. *Evacuación*

La aeronave se detuvo, con el fuselaje roto en dos zonas o estaciones, en un campo fuera de los límites del aeropuerto, quedando a un nivel aproximadamente diez metros

más bajo que la superficie de la pista. El comandante estaba inconsciente cuando la aeronave quedó parada, pero se recuperó pronto. El copiloto realizó las operaciones necesarias para la evacuación de los pasajeros. Tuvo dificultades para localizar los interruptores en la oscuridad debido a la posición de su asiento, que se desplazó hacia delante como resultado del hundimiento del suelo de la cabina de vuelo.

La evacuación de los pasajeros fue iniciada por los miembros de la tripulación de cabina por separado en cada una de las tres secciones del fuselaje roto. Los pasajeros abandonaron rápidamente la aeronave por las salidas de emergencia disponibles, y seguidamente hicieron lo mismo los miembros de la tripulación. Cuando la tripulación de vuelo terminó el chequeo de evacuación, la mayor parte de los pasajeros había abandonado la aeronave.

1.1.6. *Búsqueda y salvamento*

El controlador de servicio activó la alarma de emergencia poco después del contacto de la aeronave con la pista. La campana de emergencia no sonó en las dependencias aeroportuarias conectadas. El Servicio de Extinción de Incendios (SEI) fue avisado por línea telefónica dedicada y se movilizó inmediatamente.

Los vehículos del SEI se dirigieron al final de la pista 20 y después recorrieron toda su longitud para localizar la aeronave, con resultado negativo. Ante la ausencia de noticias del avión, se amplió la búsqueda al margen de pista y prolongación de cabeceras.

Pasados unos 18 minutos después del accidente, fueron localizados los pasajeros y los restos principales de la aeronave en el lado derecho de la pista 20 y fuera de la valla perimetral del aeropuerto. Después de otro retraso intentando acceder al lugar, se inició el rescate de los pasajeros y la atención a los heridos.

La recogida de los pasajeros se realizó con la ayuda de los autobuses. Se completó el traslado al edificio terminal aproximadamente una hora y diez minutos después del evento.

1.2. Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total a bordo	Otros
Mortales		1*	1	
Graves		2	2	
Menores	1	40	41	No se aplica
Ninguna	8	193	201	No se aplica
Total	9	236	245	

* Nota: Un pasajero que fue inicialmente llevado al hospital con aparentes lesiones leves fue dado de alta al día siguiente. Murió cinco días después, como resultado de lesiones internas insospechadas.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños tales que hacían económicamente inviable su reparación y, después de su inspección, fue vendida por la aseguradora. El fuselaje sufrió dos roturas que abarcaban casi todo el perímetro de su sección transversal y grandes daños internos. La pata de morro y su estructura soporte se desprendieron. Ambas patas del tren principal se plegaron y los dos motores se separaron del ala, que sufrió daños locales severos.

1.4. Otros daños

La superficie de la pista quedó dañada en diversos lugares. Varias luces de borde de pista se rompieron. El avión también destrozó una parte de la valla perimetral del aeropuerto y causó daños en un campo de labor fuera del aeropuerto.

1.5. Información sobre el personal

1.5.1. *Piloto al mando*

Edad:	57 años
Sexo:	Varón
Nacionalidad:	Británica
Licencia:	Piloto de transporte de línea aérea
Validez:	Hasta el 14-07-2008
Calificación aeronaves:	B737-200, B757 y B767, Piper PA-23, 34 y 44
Calificación instrumental:	Válida hasta 27-08-2000
Verificación de competencia:	Válida hasta 27-02-2000
Verificación en línea:	Válida hasta 03-12-1999
Certificado médico:	Clase 1, del 17-08-1999 hasta 17-02-2000
Experiencia de vuelo:	Total de 16.700 horas
Experiencia en el tipo:	3.562 horas
Últimos 90 días:	195 horas
Últimos 28 días:	65 horas
Últimas 24 horas:	9 horas
Descanso anterior:	14:50 h
Curso de refresco CRM:	14-10-1998 («Crew Resource Management»)

1.5.2. Copiloto

Edad:	33 años
Sexo:	Varón
Nacionalidad:	Británica
Licencia:	Piloto comercial de avión
Validez:	Hasta el 3-06-2001
Calificación aeronaves:	B-757
Calificación instrumental:	Válida hasta 9-10-1999
Verificación de competencia:	Válida hasta 17-10-1999
Verificación en línea:	Válida hasta 11-01-2000
Certificado medico:	Clase 1 del 14-01-1999 hasta 13-01-2000
Experiencia de vuelo:	Total de 1.494 horas
Experiencia en el tipo:	1.145 horas
Últimos 90 días:	160 horas
Últimos 28 días:	60 horas
Últimas 24 horas:	9 horas
Descanso anterior:	14:50 h
Curso de refresco CRM:	5-01-1999

1.5.3. *Períodos de actividad de la tripulación de vuelo*

Según la programación de vuelos, los pilotos debían volar juntos una secuencia de tres vuelos nocturnos. El 12 de septiembre de 1999 efectuaron un vuelo de Cardiff a Tenerife (Islas Canarias), y regreso, habiendo comenzado la actividad a las 16:35 horas y terminado a las 03:25 horas del día 13 de septiembre. Después iniciaron la actividad a las 16:55 h del día 13 de septiembre, volaron de Cardiff a Bodrum (Turquía), y regresaron, terminando la actividad a las 03:55 h del 14 de septiembre. Los pilotos iniciaron de nuevo la actividad a las 18:45 h del día 14 de septiembre. Ambos declararon que habían descansado bien y no consideraban que la fatiga hubiese afectado a su rendimiento.

1.5.4. *Declaración de la tripulación de vuelo*

Los pilotos colaboraron plenamente en la investigación cuando fueron entrevistados. Estas entrevistas se iniciaron diez días después del evento y se continuaron con el apo-

yo de un experto en factores humanos en los días sucesivos. El comandante recordaba bien los acontecimientos que habían conducido a las etapas finales de la aproximación.

El piloto al mando declaró que el radar meteorológico funcionaba en todo momento y que podían ver actividad tormentosa hacia el sur y el oeste del aeropuerto cuando se dirigían hacia el VOR GRN. Recordaba también que la sobrecarga le avisó de que el avión había sido afectado por un rayo durante el descenso intermedio, pero observó que no había habido efectos apreciables en los sistemas del avión. Después de la aproximación frustrada a la pista 02 notó que las condiciones de vuelo eran mejores y, cuando estaban establecidos hacia la pista 20, el radar meteorológico no mostraba fenómenos significativos en la zona en la que habían de realizar la aproximación.

Tras el primer «motor y al aire» calculó que el combustible remanente era suficiente para realizar la aproximación ILS y después desviarse a Barcelona si fuese necesario.

No consideró que la cantidad de combustible impusiese presión significativa en la operación, puesto que tenía suficiente como para cumplir los requisitos de la compañía operadora, y después de cualquier «motor y al aire» desde el ILS de inmediato se estaría dirigiendo rumbo al aeropuerto alternativo, que era Barcelona y donde las condiciones eran buenas.

El comandante declaró que había tenido contacto visual con la pista a unos 500 pies de altura, pero que no vio las luces de aproximación o luces del indicador de trayectoria de aproximación de precisión (PAPI – «Precision Approach Path Indicator»). Mantuvo la trayectoria de descenso teniendo como referencia la senda del ILS y el aspecto visual de las luces de pista. En un momento dado, hacia el final de la aproximación, después de haber desconectado el piloto automático, sintió que se encontraba alto y corrigió la potencia y ángulo de cabeceo. Mientras hacía esto notó que la aeronave caía y al mismo tiempo perdió de vista todas las referencias visuales fuera de la aeronave. Puesto que sabía que se encontraban muy cerca de la pista el comandante declaró que inicialmente se quedó bloqueado («shock») y, ante la falta de referencias visuales, todo lo que pudo hacer fue intentar mantener la última actitud de cabeceo «que había notado» y el ala nivelada. El avión realizó una toma dura, botó e hizo una segunda toma dura. Careciendo todavía de referencias visuales externas, el comandante no estaba seguro de su posición en la pista, pero aplicó los frenos a fondo y luego, notando que la aeronave se desplazaba hacia la derecha, trató de evitar que saliera de la pista utilizando timón de dirección a la izquierda. El comandante no recordaba haber oído ninguna advertencia o aviso durante la aproximación.

El copiloto estuvo siguiendo las etapas finales de la aproximación con los instrumentos de vuelo. Recordaba haber visto las luces de la pista de aterrizaje durante la aproximación, pero no recordaba haber visto las luces de aproximación o las del PAPI. Sí recordaba haber oído el aviso de precaución «SINK RATE» (de velocidad excesiva de descenso) del GPWS en el último momento de la aproximación, poco antes del contacto con la pista.

1.5.5. *Tripulación de cabina de pasajeros*

Había siete miembros de la tripulación auxiliar en la cabina de pasajeros atendiendo el vuelo. Sus asientos eran los siguientes: la sobrecargo o jefe de cabina junto a la puerta de entrada delantera izquierda (L1), dos junto a la puerta izquierda L2, uno junto a cada una de las salidas de emergencia L3 y R3, y uno junto a cada una de las puertas traseras de salida L4 y R4. Todos los miembros de la tripulación de cabina de pasajeros habían seguido los cursos de emergencia iniciales impartidos por la línea aérea y, cuando fue necesario, volvieron a efectuar los cursos de refresco posteriormente.

1.5.6. *Personal ATC*

Controlador de la torre de Girona

Edad:	34 años
Sexo:	Mujer
Licencia:	Controladora de tránsito aéreo
Antigüedad:	17-07-1997. El 30-10-1997 había empezado a trabajar en la torre del Aeropuerto de Girona
Calificación de puesto:	Controlador de Aeródromo
Validez:	Hasta 22-05-2000
Certificado médico:	Clase 3 del 21-04-1999 hasta 21-04-2000
Actividad en el día:	1:40 h
Descanso anterior:	12 horas
Formación continua:	Curso MFAENT (módulo del fondo de adaptación a la evolución normativa y tecnológica) uno al año.

1.5.7. *Declaración del controlador*

Según informó el controlador, poco después de autorizar el aterrizaje por la 20 se produjo una interrupción de las luces de aeropuerto. Más tarde vio al avión en final; luego le vio tomar en la pista y de repente ya no veía al avión. Observó con atención y lo vio rodando por la pista sin luces. También vio fogonazos y/o chispas por el lado izquierdo del avión antes de que éste llegara a la altura de la torre. Indicó que la visibilidad estaba reducida por la lluvia torrencial de la tormenta. Después de activar la alarma de emergencia se produjeron más interrupciones en las luces del aeropuerto.

El controlador afirmó posteriormente con total rotundidad que estaba completamente seguro de que las luces de aproximación y PAPI de la pista 20 estaban conectadas después de la primera aproximación frustrada. También declaró que los pilotos en ningún momento le comentaron que las luces estuvieran desconectadas.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. *Célula, aeronavegabilidad, mantenimiento y motores*

Marca:	Boeing
Modelo:	757-200
Núm. de fabricación:	26.965
Año de fabricación:	1992
Matrícula:	G-BYAG
Propietario y explotador:	Britannia Airways Limited

Certificado de aeronavegabilidad

Tipo:	UK Transport Category (Passenger)
Fecha de caducidad:	22-02-2001

Registro de mantenimiento

Horas totales de vuelo:	26.429 horas/9.817 ciclos
Certificado de mantenimiento:	01-09-1999 válido hasta 31-12-1999
Certificado Release to Service:	17-08-1999
Última Mayor-C Check:	02-04-1998
Horas desde último C Check:	5.784 horas-2.164 ciclos

Motores

Marca:	Rolls Royce
Modelo:	RB211-535E4 turbofán

1.6.2. *Pesado y centrado*

Peso al despegue el día del accidente:	90.489 kg (máximo de 113.398 kg)
----------------------------------------	----------------------------------

Peso sin combustible el día del accidente:	80.589 kg (máximo de 83.500 kg)
Carga de combustible el día del accidente:	10.200 kg
Peso al aterrizaje el día del accidente:	83.389 kg (máximo de 90.000 kg)
Centro de gravedad al despegue el día del accidente:	23,5% MAC
Centro de gravedad al aterrizaje el día del accidente:	22,0% MAC

1.6.3. Descripción de la aeronave

1.6.3.1. General

El Boeing 757 es un avión bimotor de configuración convencional con un ala baja en flecha. La versión 757-200 tiene una longitud total de 47,3 m (155,3 ft) y una envergadura de 37,9 m (124,5 ft). La configuración general y las posiciones de las principales estaciones longitudinales (Sta) se muestran en la Figura 4 del Apéndice A.

El avión tiene tres sistemas hidráulicos: izquierdo, central y derecho. Cada uno de los sistemas izquierdo y derecho está sometido a una presión nominal de 3.000 psig por una bomba movida por el motor respectivo (EDP) y por otra bomba movida por corriente eléctrica alterna (ACMP).

Gran parte de los componentes de control del sistema eléctrico y de las unidades electrónicas del avión están alojados en el centro principal de equipo (MEC), que es un compartimento debajo del piso de la cabina inmediatamente atrás del pozo del tren de morro (véase Figura 10). Los paneles de control de potencia de los dos generadores de los motores y del generador de la unidad de potencia auxiliar (APU) están montados en el mamparo delantero del MEC. La batería principal del avión y el inversor estático están alojados en un centro delantero de equipo (FEC) debajo de la cabina de vuelo. Un reducido número de unidades electrónicas, entre ellas los registradores de vuelo, están situadas en dos alojamientos traseros de equipo (AEC) que se encuentran en el fuselaje trasero.

El avión llevaba instrumentos eléctricos convencionales de datos aire junto con instrumentos de vuelo electrónicos (EFI). Las presentaciones EFI consisten en dos indicadores de actitud («Attitude Director Indicators») (ADI) y dos indicadores de situación horizontal («Horizontal Situation Indicators») (HSI). Además de la información de actitud y modo de vuelo, el ADI también muestra la desviación del localizador y de la senda de planeo.

Si se detecta una desviación superior a un punto durante un segundo, la escala de la senda de planeo cambia de color de blanco a ámbar y el puntero parpadea.

El avión está impulsado por dos motores turbofán de alta relación de derivación («high-bypass ratio») equipados con reversas de empuje, cada uno montado en un pión debajo del ala. El empuje estático de despegue tarado a nivel del mar es 40.100 lb.

El combustible se lleva en un depósito integral en cada semiala y en un depósito integral en la sección central del ala situado debajo del piso de la cabina y que se extiende hacia las costillas de la raíz de las semialas.

Los selectores de los arneses de hombros del piloto y copiloto tienen dos posiciones: manual (o bloqueada) y automática. Según información proporcionada por el fabricante, el manual de entrenamiento de tripulaciones del B757 indica que la posición manual se usa típicamente para ayudar a sujetar a un piloto incapacitado. La posición normal del selector para la operación del avión es «automático», que permite el movimiento del piloto durante el vuelo y el aterrizaje, pero que se bloquea en el caso de grandes deceleraciones. Cuando los carretes de inercia del arnés se bloquean, el arco descrito por la cabeza del piloto debería permanecer alejado de la posición de la ventanilla del lado izquierdo y de su marco.

1.6.3.2. Cabina de pasajeros

El avión G-BYAG tenía la cabina de pasajeros dividida mediante aseos y cocinas en tres secciones: delantera, central y trasera, cada una de ellas con un solo pasillo (véase Figura 5). La cabina tenía un total de 235 butacas de pasajeros, en su mayoría unidades de tres butacas. Cada unidad de butacas tenía dos pares de patas con barras de refuerzo delanteras y traseras que las unían entre sí, y estaba montada en dos raíles longitudinales que estaban sujetos a las vigas laterales del piso de la cabina. Las butacas habían sido certificadas para soportar las deceleraciones estáticas (medidas en g) que se indican en la siguiente tabla. Los estándares de certificación de la «Federal Aviation Administration» (FAA) para butacas y el piso en el que van montadas que estaban vigentes en el momento del accidente para nuevos aviones también se proporcionan.

Requisitos	Hacia abajo	Hacia arriba	Lateral
Certificación del G-BYAG	4,5	9	1,5
Nuevas certificaciones	6	9	4

Nota: Otras condiciones incluidas en las «Federal Aviation Regulations» (FAR) 25.785 (f), aplicables a la certificación del G-BYAG, imponían unas cargas de 6,5 g hacia abajo y 2,0 g laterales.

Los requisitos actuales también requieren ensayos dinámicos hasta una deceleración máxima combinada hacia delante y lateral de 16 g.

La cabina llevaba monitores de televisión montados sobre el pasillo a intervalos desde el conducto central de aire acondicionado del techo. En ambas partes laterales superiores de la cabina había maleteros para equipaje de mano. Estos maleteros eran de materiales compuestos con una estructura tipo «sandwich», aproximadamente de 150 cm (59 pulgadas) de largo, 71 cm (28 pulgadas) de profundidad y 33 cm (13 pulgadas) de altura, y con un peso máximo soportado de 80 kg (180 lb) según placas visibles por los pasajeros. Los maleteros estaban sujetos a las cuadernas del fuselaje mediante abrazaderas y barras de sujeción.

Encima de las butacas, en la base de los maleteros, se encontraban situadas unidades de servicio a los pasajeros (PSU). Cada PSU contenía luces de lectura, máscaras de oxígeno, un generador de oxígeno y un altavoz, y medía aproximadamente 71 cm (28 pulgadas) de largo, 56 cm (22 pulgadas) de profundidad y 8 cm (3 pulgadas) de alto, con un peso de 4 kg.

Las PSU estaban articuladas a un raíl horizontal en la pared lateral del fuselaje mediante bisagras de material compuesto y se fijaban mediante un cierre a otro raíl situado en la base del maletero. Cuando se soltaba el cierre, quedaba sujeto por un tirador de 19 cm (7,5 pulgadas) de largo en su cara interna.

La cabina de pasajeros estaba provista de ocho salidas, cada una equipada con una rampa de emergencia inflable. Se accedía a las salidas a través de tres puertas de entrada y servicio y una puerta de emergencia en cada lado del fuselaje. Cada puerta de entrada y servicio disponía de un sistema neumático que se activaba por el primer movimiento hacia fuera de la puerta para ayudar a su apertura cuando estaba armado. Para abrir la puerta en esa condición de «armado», la palanca interior debía ser girada completamente hasta un total de 180 grados, y entonces se empujaba la puerta hacia fuera mediante un asa auxiliar unos 20 o 30 grados (de posición de la puerta relativa al avión) para iniciar la apertura asistida. Los primeros 140 grados de rotación de la palanca colocaban el extremo delantero de la puerta en la posición más hacia el interior del avión, lo que se conoce en inglés como «cocked position», y desde ahí el extremo trasero de la puerta continuaba girando hacia fuera. Si la puerta se bloqueaba en la posición inicial, la presión del actuador era liberada.

Las puertas de emergencia eran de tipo escotilla, articuladas en su lado inferior y se abrían tirando de una palanca situada a su lado. Con las puertas armadas, cada rampa de evacuación estaba diseñada para desplegarse según se abría la puerta. Después de caer aproximadamente 1,5 m, un tirador quedaba tenso y hacía que la rampa se inflara automáticamente.

Durante el proceso de certificación se llevaron a cabo de modo satisfactorio pruebas de apertura de puertas con el avión en actitud de 4° morro abajo y con un ángulo de alabeo de 14,8°.

1.6.3.3. Tren de aterrizaje

El avión lleva un tren de aterrizaje convencional tipo triciclo. Cada tren principal incorpora un carretón de cuatro ruedas que pivota en la base del amortiguador que forma la pata. La pata está sujeta mediante una junta (o «trunnion») al larguero trasero del ala y a una viga de soporte situado detrás del larguero trasero. Su cara delantera está soportada por una barra de arrastre («drag strut») y su cara interior por un montante o barra lateral («side strut»).

Ciertas partes de menor resistencia situadas en los caminos de carga de la estructura de soporte están diseñadas para actuar como fusibles estructurales que fallen en primer lugar y de ese modo protejan la estructura del ala de daños en caso de sobrecarga en el carretón del tren de aterrizaje.

El tren de morro tiene dos ruedas que giran alrededor de un eje montado en la base de un amortiguador que forma la pata. La parte superior de la pata se une al avión mediante juntas (o «trunnion») montadas en cada una de las caras laterales de la estructura de soporte del tren en la estación 389. La pata se mueve adelante y atrás mediante una barra de arrastre plegable que se une mediante una junta a los laterales del pozo de tren en la estación 350. Durante la retracción, el tirante de arrastre se pliega desde su posición de sobrecentro y el tren de morro se retrae hacia atrás.

1.6.3.4. Estructura soporte de la pata de morro

La estructura de soporte del tren de morro está compuesta por un cajón, abierto por abajo, colocado en la parte inferior del fuselaje delantero (véanse Figuras 6 y 7). En este informe, la parte delantera del cajón, entre las estaciones 263 y 324, se denomina compartimento de las ruedas («wheelwell»), y la parte trasera, entre las estaciones 324 y 395, se denomina compartimento auxiliar («doghouse»).

El cajón tiene sección rectangular, con una pronunciada reducción de anchura hacia la parte trasera de la cuaderna de la estación 324. El pozo del tren no está presurizado, y tanto el compartimento de las ruedas como el auxiliar están sujetos a las cargas de la presión de la cabina, además de a las propias cargas del tren, y se trata de estructuras relativamente robustas con múltiples vigas externas. Están unidas a lo largo de todo su perímetro inferior a la estructura del fuselaje, aunque la unión estructural primaria con el fuselaje se realiza a través de dos cuadernas de gran sección en las estaciones 324 y 395, respectivamente.

Las vigas laterales que refuerzan el techo del compartimento auxiliar tienen una separación vertical de unos 11-13 cm (4,5-5,1 pulgadas) desde la cara inferior de las vigas del piso de la cabina.

Dos pares de compuertas, articuladas en la cara inferior de cada pared lateral de los compartimentos de las ruedas y auxiliar, se cierran sobre el pozo del tren cuando la pata de morro está retraída. Cuando el tren de morro está extendido, las dos compuertas delanteras están cerradas y las dos compuertas traseras están abiertas.

1.6.3.5. Sistemas de control

Las señales de accionamiento desde la cabina de vuelo hacia los principales mandos de vuelo y de motor se transmiten mediante sistemas de poleas y cables bajo tensión, con la excepción de los aerofrenos que están controlados eléctricamente.

El sistema de cables para el timón de profundidad izquierdo discurre por el techo del fuselaje, y los cables para la dirección del tren de morro pasan a través del pozo de dicho tren. Los cables para los otros sistemas discurren hacia atrás por debajo del piso de la cabina, generalmente a través de orificios practicados en las almas de las vigas del piso (véase Figura 7.2). Por lo tanto, la parte delantera de esta disposición de cables está situada encima del compartimento auxiliar del tren de morro («doghouse») y, en la mayoría de los casos, también encima del compartimento de las ruedas. Esta disposición se aplica a los caminos seguidos por los cables de los siguientes sistemas:

Sistema	Designación del cable		
	N.º 1	N.º 2	N.º 3
Timón de dirección («Rudder»)	RA/RB		
Alerón («Aileron»)	A1A/A1B	A2A/A2B	
Timón de profundidad («Elevator»)		E2A/E2B	
Estabilizador horizontal («Stabiliser»)	SP1A/SP1B	SP2A/SP2B	SP3A/SP3B
Flaps	WFA/WFB		
Superficies hipersustentadoras de borde de ataque («Slats»)	LESA/LESB		
Frenos de las ruedas («Wheelbrakes»)	LGB2A/LGB2B	LGB4A/LGB4B	
Planta de potencia («Powerplants»)	TLA/TLB	TRA/TRB	

Por tanto, hay 13 pares de cables situados en esos caminos.

1.6.3.6. Control de empuje de motores

Las demandas de empuje positivo las realizan los pilotos girando hacia delante una palanca de empuje situada en la consola central de la cabina de vuelo. Para demandar

empuje de reversa, que sólo puede hacerse cuando el avión está en tierra, hay que girar una palanca de potencia montada y articulada en la palanca de empuje. Hay un bloqueo mecánico que impide el movimiento de cualquiera de las palancas cuando la otra no está al ralentí. Mediante unos mecanismos situados en la consola, la rotación de cada par de palancas de empuje y reversa se convierte en la rotación de una sola polea montada debajo del piso de la cabina de vuelo (llamada la polea delantera). La máxima rotación de la polea en sentido antihorario (vista desde la izquierda) desde su posición de origen proporciona el máximo empuje hacia delante, mientras que la máxima rotación en sentido horario proporciona máximo empuje de reversa (véase Figura 8.2).

Cada polea delantera está conectada a otra polea montada en el soporte alar («pylon») de su correspondiente motor mediante un cable bajo tensión que pasa por una serie de poleas de guía (véase Figura 8.1). La polea del soporte del motor (llamada «pylon pulley») mueve unas conexiones mecánicas que operan una unidad hidromecánica de combustible («hydro-mechanical fuel metering unit») (FMU) montada en el motor para regular la alimentación de combustible y que también opera los selectores de la reversa de empuje.

Los cables de control que van desde la cabina de vuelo hasta los motores están dirigidos a través de orificios en las vigas del fuselaje del piso (véase Figura 9) y a lo largo del borde de ataque del ala hasta el soporte del correspondiente motor. Las designaciones de los cables de control de los motores, junto con la distancia lateral desde el eje longitudinal del avión a la que se encuentran cuando pasan encima del compartimento auxiliar del tren de morro («doghouse»), son las siguientes:

Motor	Designación del cable	Distancia lateral desde el eje del avión
N.º 1	TLA y TLB	51 cm (20 in) a la izquierda
N.º 2	TRA y TRB	76 cm (30 in) a la izquierda

Tirando del cable «A» (con la polea del soporte del motor en su posición neutral) se incrementa el empuje del motor, y tirando del cable «B» se incrementa el empuje de reversa. Para incrementar el empuje desde ralentí hasta el máximo se requiere un movimiento de aproximadamente 4,0 in (10,2 cm) hacia delante del cable «A». Para incrementar el empuje de reversa desde ralentí hasta máxima reversa se necesitan aproximadamente 4,3 cm (1,7 in) de movimiento hacia delante del cable «B».

1.6.3.7. Sistemas de avisos e información

El Boeing 757-200 está dotado de un sistema denominado «Engine Indication and Crew Alerting System (EICAS)». Este sistema presenta indicación de los parámetros de motor, proporciona de forma centralizada las alarmas a la tripulación sobre anomalías en los

sistemas de a bordo y muestra el estado de la aeronave para despachar el avión. Las indicaciones se muestran en dos pantallas en el panel delantero de la cabina de vuelo.

Si un fallo se produce o se ilumina cualquier luz de fallo de un sistema, el EICAS muestra un mensaje de alerta para la tripulación en la pantalla superior. Además, se producen otros avisos a través de tonos auditivos y de las luces maestras de alarma y precaución («Master Warning/Caution Lights»).

Los avisos auditivos sólo se utilizan para llamar la atención sobre situaciones de alarma y precaución. Entre ellos están las voces automáticas del Sistema de Aviso de Proximidad al Suelo (GPWS). El Modo Uno de este sistema, «Velocidad de Descenso Excesiva», tiene dos envolventes y es independiente de la configuración de la aeronave. La penetración de la primera envolvente genera la alarma acústica repetida «SINK RATE» y el traspaso del segundo límite genera la alarma acústica «WHOO, WHOO, PULL UP» («subir»), con un aviso luminoso asociado en cada caso. A 100 pies de radio-altímetro, la primera envolvente se penetra cuando la velocidad de descenso es de 1.000 pies por minuto o superior. El rango o envolvente del Modo Uno va desde 2.450 pies hasta 30 pies de radio-altímetro (altura efectiva sobre el nivel del suelo).

El GPWS también proporciona avisos automáticos de altura mediante voz, basado en mediciones del radio-altímetro. Estos avisos están programados para operar a 2.500, 1.000, 50, 40, 30, 20 y 10 pies de radio-altímetro. Hay una prioridad establecida para cuando más de un aviso ocurre al mismo tiempo. En ese caso los avisos automáticos de altura tienen menor prioridad que el aviso SINK RATE del Modo Uno. El fabricante de la aeronave informó tras el accidente que consideraba que este aviso proporcionaba un nivel superior de aviso sobre excesiva velocidad de descenso que la secuencia de llamadas automáticas de altura sobre el terreno, y que dichas llamadas eran meramente informativas de acuerdo a las regulaciones en vigor.

El avión está equipado con computadoras de gestión de vuelo («Flight Management Computers», FMC) que utilizan información del plan de vuelo introducido por los pilotos y de otros sistemas, así como información almacenada en su memoria, para calcular el perfil de vuelo y datos del progreso del vuelo. El mensaje de «combustible insuficiente» se genera y presenta a la tripulación por las FMC cuando «el combustible estimado en destino es menor que el valor de reserva introducido».

1.6.3.8. Sistema de frenos

El avión dispone de sistemas normal y alternativo de frenos en las ruedas del tren principal, que funcionan con los sistemas hidráulicos derecho e izquierdo, respectivamente. Cada sistema incorpora capacidad antiskid, que se opera eléctricamente. Los frenos pueden ser aplicados por accionamiento de los pedales de frenos por el piloto o por

órdenes dadas al sistema normal desde una unidad de frenada automática («autobrake») que opera eléctricamente.

Cuando este sistema está armado, la frenada automática empieza tras la toma de tierra si se cumplen todas las condiciones siguientes:

- Se dispone de corriente eléctrica.
- Ambas palancas de empuje se encuentran situadas en una posición entre ralentí y los 10° de giro.
- No se detecta inclinación en ninguno de los dos carretes del tren principal de aterrizaje.
- Se detectan vueltas de giro de las ruedas del tren principal.

El sistema de frenada automática se desactiva si se pierde alguna de estas condiciones.

1.6.3.9. Freno aerodinámico

El sistema de aerofrenos despliega los paneles de los expoliadores de capa límite (en adelante spoilers) situados en el extradós de ambas semialas. Los spoilers reciben señales eléctricas y cada panel es movido por uno de los tres sistemas hidráulicos. El armado y operación del sistema se realiza mediante una palanca situada en el lado izquierdo de la consola central de la cabina de vuelo. Cuando la palanca se encuentra en la posición de «extendido» («UP»), no se ve en el campo normal de visión del piloto. Se genera un aviso de precaución en el caso de que se extiendan los spoilers cuando el avión está entre 800 ft y 15 ft AGL o cuando se extienden flaps de aterrizaje. El avión no tiene sistema de aviso para alertar a la tripulación en el caso de que se use empuje de motores y aerofrenos al mismo tiempo. Para evitar el uso inadvertido de los aerofrenos cuando no son necesarios, Boeing recomendó un procedimiento mediante el cual el piloto a los mandos debería mantener una mano sobre la palanca de selección en todo momento mientras los aerofrenos estuviesen desplegados en vuelo. Este procedimiento estaba también incorporado en el Manual de Operaciones (MO) de la compañía operadora.

El sistema también se usa para desplegar los spoilers en tierra tras el aterrizaje. Con la palanca de selección de aerofrenos en la posición de «armados», la palanca se mueve automáticamente a la posición de «UP» o «extendidos» y los doce paneles de spoiler reciben una señal para desplegarse después del aterrizaje cuando se cumplen todas las condiciones siguientes:

- Se dispone de corriente eléctrica.
- Ambas palancas de empuje se encuentran situadas en una posición entre ralentí y los 10° de giro.
- No se detecta inclinación en ninguno de los dos carretes del tren principal de aterrizaje.

- Hay presión hidráulica en ambos actuadores de inclinación de los carretes del tren principal.

La pérdida de cualquiera de esas condiciones hace que los spoilers se retraigan en el caso de que haya presión hidráulica disponible. Si la presión se pierde, los spoilers se retraen gradualmente bajo los efectos de la gravedad y de las cargas aerodinámicas.

1.6.4. *Requisitos de distancia de aterrizaje*

De acuerdo con el Boeing B-757 FAA Airplane Flight Manual, se han efectuado los cálculos que establecen las distancias de aterrizaje requeridas para pista mojada (115% de la requerida para pista seca) en el Aeropuerto de Girona (LEGE). De modo comparativo se han obtenido para el peso máximo al aterrizaje de la aeronave, en las condiciones más desfavorables de viento y para las condiciones reales al aterrizaje en Girona el día del accidente.

Datos básicos

Configuración de flaps:	30°
Elevación del aeródromo (LEGE):	469 pies
Longitud de pista:	2.400 metros (7.872 pies)
Estado de la pista LEGE:	Mojada
Temperatura:	ISA +5 °C
Peso en el aterrizaje:	83.389 kg
Con 5 kt de viento en cara:	Distancia requerida de aterrizaje 1.555 m (5.100 ft)
Con 15 kt de viento en cola:	Distancia requerida de aterrizaje 1.920 m (6.300 ft)

Como referencia, también se ha calculado la distancia de parada con frenada automática el día del accidente. Ésta es la mínima distancia necesaria para poder frenar el avión desde el punto de contacto con la pista y utilizando el sistema de frenada automática. Los cálculos estándar se realizan con la asunción de que en una aproximación con senda de planeo de 3° el punto de toma está situado a 1.000 pies (305 m) del umbral. Se han introducido las condiciones de aterrizaje reales consideradas anteriormente y las dos siguientes:

- Velocidad de aproximación: 141 kt (basada en el peso del avión al aterrizaje, la configuración y los aditivos correspondientes al viento predominante).

— Modo de frenada automática seleccionada: 4 (el máximo valor automático de frenada utilizado en operación normal).

Resultado: Distancia real de frenada con 5 kt de viento en cara: 963 m (3.160 ft).

1.7. Información meteorológica

1.7.1. *Situación general*

El tiempo en la zona norte de España en los momentos del accidente estaba influenciado por un frente frío que se movía lentamente desde la costa sur del Reino Unido hasta la parte central de los Pirineos. La zona de Girona tenía muchas nubes tipo cumulonimbo que ocasionaban aguaceros y tormentas con aparato eléctrico en la parte frontal del frente frío (véanse imágenes del radar meteorológico en el Apéndice B).

A las 18:00 h se registraban chubascos tormentosos localmente fuertes a muy fuertes en el tercio oriental de la Península Ibérica y muy fuertes y torrenciales en Cataluña.

A las 24:00 h seguían las bajas presiones relativas en el área mediterránea con mínimo en el este de Baleares. Núcleos convectivos afectaban a Baleares, mientras iban remitiendo en la Península Ibérica.

1.7.2. *Situación meteorológica en los aeropuertos de la zona*

Durante el vuelo la tripulación tuvo acceso a la información VOLMET de Barcelona que incluía la información meteorológica METAR de Girona y Barcelona, entre otros aeródromos.

Los informes meteorológicos (METAR) de las 21:00 a las 22:00 h del aeropuerto de Girona eran los siguientes:

21:00 h:	Viento en superficie 010°/8 kt, visibilidad 5.000 metros, tormenta débil con lluvia, nubes dispersas a 1.800 pies, cumulonimbos escasos a 3.500 pies, nuboso a 8.000 pies, temperatura 20 °C, punto de rocío 20 °C, presión al nivel del mar-QNH 1010 hPa.
21:30 h:	Viento en superficie 350°/6 kt, visibilidad 4.000 metros, tormenta fuerte con lluvia, nubes dispersas a 1.500 pies, cumulonimbos escasos a 3.000 pies, nuboso a 4.000 pies, temperatura 20 °C, punto de rocío 20 °C, QNH de 1.010 hPa. Lluvia reciente.

22:00 h: Viento en superficie 080°/8 kt, visibilidad 2.000 metros, tormenta fuerte con lluvia, nubes dispersas a 1.000 pies, cumulonimbos dispersos a 2.500 pies, nuboso a 3.000 pies, temperatura 18 °C, punto de rocío 18 °C, QNH de 1.010 hPa. Lluvia reciente.

En la estación de observación meteorológica del Aeropuerto de Girona se registraron 44,3 litros de agua de lluvia por metro cuadrado entre las 21:20 h y las 22:00 h. Esta intensidad de lluvia se denomina torrencial.

Entre las 21:20 h y las 22:20 h se contabilizaron un total de 307 descargas eléctricas en la provincia de Girona y sus costas y ninguna en la provincia de Barcelona (véase Apéndice B, Figura 4).

El viento registrado por los anemocinemógrafos del Aeropuerto de Girona, en valores medios de dirección y velocidad en ambas cabeceras, fue el siguiente:

Periodo de tiempo	Cabecera 20	Cabecera 02
21:30 h a 21:35 h	250°/08 kt	207°/12 kt
21:35 h a 21:40 h	201°/09 kt	176°/13 kt Frustrada a 21:36 h
21:40 h a 21:45 h	177°/09 kt	135°/10 kt
21:45 h a 21:50 h	109°/07 kt Impacto a 21:47 h	023°/11 kt
21:50 h a 21:55 h	057°/08 kt	026°/16 kt
21:55 h a 22:00 h	044°/11 kt	023°/13 kt

El viento máximo instantáneo, realmente valor medio en 10 segundos, en cada una de las dos cabeceras fue el siguiente:

Cabecera 20	A las 21:55 h	15 kt	015°-030°
Cabecera 02	A las 21:51 h	30 kt	015°-030°

Los METAR del Aeropuerto de Barcelona entre las 21:00 h y las 22:00 h daban los valores estables que se indican a continuación:

Viento en superficie 360° a 340°/10 kt, visibilidad superior a 10 km, nubes dispersas a 3.000 pies, temperatura 18 °C a 19 °C, punto de rocío 17 °C a 18 °C, QNH 1.010 a 1.009 hPa.

Durante el período de tiempo desde que la aeronave comenzó la aproximación inicial (21:14 h) hasta el momento del contacto con la pista (21:47 h), e incluso durante la búsqueda y rescate (hasta 22:15 h), había tormentas con lluvia fuerte y aparato eléctrico sobre

el Aeropuerto de Girona y su entorno. La actividad tormentosa se desplazó durante este tiempo desde el suroeste del campo hacia el noreste, pasando por encima del mismo.

1.7.3. *Condiciones meteorológicas comunicadas a la tripulación durante el aterrizaje*

Desde las 21:38 h en que se inició la aproximación ILS a la pista 20, la información meteorológica suministrada al piloto fue la siguiente:

Hora	Observación	Comunicación
21:38 h	Autorizado ILS tp a pista 20	Viento 190°/15 kt, RVR 1.500 m, nubes dispersas a 1.400 pies
21:43 h	Establecido en el localizador	Viento 170°/12 kt
21:43 h	A iniciativa del controlador A solicitud del piloto	Revisar QNH a 1.012 hPa Pista «bastante mojada»
21:44 h	Sobre la baliza exterior y autorizado aterrizaje	Viento 150°/9 kt
21:46 h	Avión a la vista del controlador	Viento 150°/6 kt

1.8. Ayudas a la navegación y aterrizaje

1.8.1. *Aproximación inicial y a la pista 02*

Para la navegación y aproximación inicial al Aeropuerto de Girona se disponía de las siguientes radio-ayudas:

El NDB Girona con indicativo GRN y frecuencia de emisión 412 MHz. Está situado en prolongación de la pista a unos 7 MN de la cabecera 20 y tiene una cobertura de 50 MN.

El VOR/DME Girona con indicativo GRN y frecuencia de emisión 114,100 MHz está situado en prolongación de la pista a poco más de 1 MN de la cabecera 20.

La pista 02 no dispone de ILS («Instrument Landing System») y la aproximación instrumental a esta cabecera se apoya en el VOR/DME GRN y el NDB, con una trayectoria en final sobre el radial 197 del VOR, una altitud/altura de decisión de 850/447 pies y un MAPT («Missed Approach Point») situado a 3 MN DME (véase Figura 1 en Apéndice A).

1.8.2. *Pista 20*

La pista 20 disponía de ILS Categoría 1. La altitud de decisión (DA) publicada en la carta Jeppesen para aeronaves de Categoría C era de 720 pies (251 pies AGL) con unos

mínimos de visibilidad de 800 metros con luces de aproximación operativas, y de 1.200 metros sin luces de aproximación.

El localizador es utilizable en el sector $+30^{\circ}$ – -35° respecto del rumbo magnético 197° , y está situado a 291 metros de la cabecera 02. La senda de descenso tiene un ángulo nominal de 3° y está situada a 330 metros de la cabecera 20 y 90 metros del eje de pista a la derecha en sentido de la aproximación.

Dispone de dos balizas de 75 MHz sobre la prolongación del eje de pista: la exterior (OM, «outer marker»), situada a 12.611 metros del umbral de pista 20, y la media (MM «middle marker»), situada a 1.232 metros del mismo umbral. También dispone de una baliza LM indicativo G de 330 KHz a la misma distancia que la MM.

La Carta de Aproximación del AIP (Publicación de Información Aeronáutica) tenía una nota que indicaba que la senda de descenso no es utilizable por debajo de una altitud de 720 pies (260 pies AGL).

Los dos pilotos tenían una copia de la Carta 11-1 Jeppesen de Aproximación ILS de fecha 13 de diciembre de 1996 (véase Figura 2 del Apéndice A). La carta tenía una nota sobre que el ILS no podía usarse para una aproximación con piloto automático por debajo de 251 ft AGL, pero no contenía la nota diciendo que la senda de planeo no era utilizable por debajo de 260 ft AGL.

1.8.3. Resultado del vuelo de prueba de las radioayudas tras el accidente

Con fecha 18 de octubre de 1999 se efectuó un vuelo de comprobación del estado del ILS de la pista 20 con el siguiente resultado:

Satisfactorio y con las siguientes observaciones; el localizador ofrece una cobertura en los $\pm 35^{\circ}$ del curso frontal, se recomienda estrechar el cono de emisión del OM por hallarse demasiado ancho, y volando en la senda de planeo (GS) la tercera luz del PAPI (numeradas de izquierda a derecha en el sentido de la aproximación) aparece cambiante de roja a blanca cuando debería verse roja. Se comprobó además en aproximación el NDB indicativo GRN y baliza indicativo G con resultado satisfactorio.

La razón dada por el operador de aeropuertos, AENA, para la limitación de uso de la senda por debajo de la altitud/altura de decisión que figuraba como nota en la carta de aproximación por instrumentos ILS a la pista 20 de Girona, fue la siguiente:

Irregularidades encontradas en la calibración de la ayuda, que sin afectar a la operatividad de la senda, dieron origen a la inclusión de un NOTAM permanente. Lo cual no significaba ninguna merma en la operatividad de la radioayuda.

1.9. Comunicaciones

1.9.1. *General y en ruta*

La tripulación mantuvo comunicación radio con el Centro de Control de Área (ACC) de Barcelona desde su entrada al FIR y TMA de Barcelona hasta poco antes de las 21:20 h cuando el avión fue transferido a Girona aproximación.

1.9.2. *Comunicaciones con el Aeropuerto de Girona*

La primera comunicación radio entre la aeronave y la torre de control de Girona se produjo a las 21:14 h en la frecuencia APP (120,900 MHz) antes de ser transferido por Barcelona ACC, y en ella solicitaba la última información meteorológica del Aeropuerto de Girona, ya que éste no dispone de ATIS.

El controlador suministró información de las condiciones meteorológicas en el aeropuerto, incluyendo entre ella la localización de tormentas al suroeste del campo, sin especificar el movimiento de las mismas.

Una vez transferido el vuelo por Barcelona ACC a Girona APP, se iniciaron y mantuvieron comunicaciones radio sin interferencias entre la aeronave y esta dependencia de control. La secuencia de estas comunicaciones y la información transmitida fue la siguiente. Los tiempos indicados en el cuadro son una referencia del inicio de las comunicaciones que se describen:

Hora UTC	Resumen de la comunicación
21:19:46	La tripulación informó que volaba en descenso desde nivel de vuelo 210 para nivel de vuelo 90 a 11 DME del VOR Girona. El vuelo fue autorizado a continuar para una aproximación VOR/DME a la pista 02 y se actualizó la información de viento.
21:22:18	La tripulación informó sobre el VOR de Girona, tal como se había solicitado. El controlador solicitó información de altitud y pidió que notificaran establecidos en final a 8 MN, también actualizó el viento en pista.
21:25:31	La tripulación solicitó información de viento en superficie. El controlador informó del viento actual.
21:29:02	El controlador solicitó información. La aeronave se encontraba a 6 DME «outbound». Control suministró información meteorológica del METAR actualizado, incluyendo que en ese momento la tormenta estaba sobre el campo.
21:33:07	La tripulación notificó a 8.5 DME en final para la pista 02. Unos 20 segundos más tarde el controlador solicitó que revisasen el QNH, ya que había aumentado de 1.010 a 1.011 hPa. También actualizó la información de viento y sugirió romper a la derecha para entrar en viento en cola izquierda para la cabecera 20.
21:35:53	La tripulación informó que hacían motor y al aire («go around»).

Hora UTC	Resumen de la comunicación <i>(continuación)</i>
21:35:55	El controlador solicitó que notificaran sobre el NDB Girona a 5.000 pies.
21:36:52	La tripulación solicitó la información meteorológica de Barcelona. Unos 20 segundos después informó el controlador del METAR de Barcelona. Un poco más tarde la tripulación solicitó información meteorológica al norte del campo. No obtuvo esa información meteorológica. El controlador contestó «standby» pero no proporcionó la información.
21:38:22	La tripulación notificó sobre Girona NDB y solicitó aproximación ILS a la cabecera 20. El controlador autorizó la aproximación y les informó del viento, visibilidad horizontal y techo de nubes.
21:39:20	El controlador solicitó notificaran en final sobre la OM.
21:41:48	La tripulación notificó establecido en el localizador. El controlador recordó que comunicaran a 6 MN, es decir, sobre OM, y actualizó la información de viento.
21:43:24	El controlador informó a la aeronave que revisase el QNH a 1012 hPa. La tripulación colacionó y preguntó si la pista estaba mojada. El controlador informó «bastante mojada».
21:44:31	La tripulación notificó sobre la baliza (OM). El controlador informó autorizados a tomar en la pista 20 y actualizó el viento en cabecera. La tripulación colacionó la autorización.
21:46:55	El controlador informó que la aeronave estaba a la vista y le informó del viento en ese momento.

No se produjeron posteriores comunicaciones entre aeronave y torre de control.

1.9.3. Comunicaciones para búsqueda y rescate

A las 21:47:20 el controlador llamó a la aeronave pero no hubo respuesta. Poco después, a las 21:48:04 comunicó con la oficina ARO (Notificación de los Servicios de Tránsito Aéreo, o «Aircraft Reporting Office») para informar que parecía «que se ha estrellado el avión». A las 21:48:23 llamó al Servicio de Extinción de Incendios (SEI) para informar que «se ha estrellado el avión al sur del campo». A la pregunta del SEI de «¿Dónde está el avión?», informó «al sur, al final de la pista, no lo veo».

Se preparó una transcripción de las comunicaciones de torre con las distintas dependencias (Oficina de Tráfico, oficina ARO («Aircraft Reporting Office»), meteorología, sala de equipos de torre, ACC de Barcelona, SEI y coches del SEI) por línea telefónica y por radio en la frecuencia de 121.700 MHz. En ella se pudo comprobar que mientras el avión G-BYAG estaba siendo controlado por Girona, hubo una comunicación frecuente entre la torre y Meteorología para obtener datos meteo actualizados y completos de Girona y también de Barcelona cuando los solicitaba la tripulación. La transcripción mostraba que el controlador informó a Barcelona ACC de la frustrada de la aeronave G-BYAG a la pista 02.

En la transcripción se comprobó asimismo lo siguiente:

1. Se produjeron varias interrupciones en el suministro de corriente eléctrica en el Aeropuerto en los minutos posteriores al evento y posiblemente también durante la aproximación final a la pista 20 de la aeronave.
2. Al activar la alarma desde el puesto de control de torre, ésta no sonó en algunas dependencias. El controlador subsanó la avería comunicando por línea caliente con el SEI y otras dependencias.
3. Se produjeron algunos malentendidos sobre dónde estaba la aeronave, por qué cabecera había entrado y si estaba comunicando en otra frecuencia radio.
4. A las 22:06 h un vehículo de bomberos localizó los restos de la aeronave fuera del perímetro del aeropuerto y a la derecha de la pista 20.

1.10. Información sobre el aeródromo

1.10.1 General

El Aeropuerto de Girona tiene una clave de clasificación OACI de 4E, y tiene una elevación de 469 ft sobre el nivel medio del mar. Dispone de una única pista, 02/20, con unas dimensiones de 2.400 × 45 metros (7.874 × 148 pies) y una pendiente longitudinal media ascendente/descendente de 0,84%. La superficie de la pista es de asfalto, y tiene a cada lado un margen de 11 metros de anchura, con superficie de hormigón.

El Anexo 14 de OACI define una «franja» asociada con una pista que debería tener unas ciertas características de pendiente, desnivel, resistencia y ausencia de obstáculos. El Anexo recomienda las características y las dimensiones de la franja según varias categorías de pista.

En el Aeropuerto de Girona la franja de pista es de 150 metros de anchura y 2.520 metros de longitud, incluyendo en ésta una zona libre de obstáculos de 60 × 150 metros en cada una de las cabeceras.

Dispone de una iluminación de pista que consiste en luces de umbral, borde y extremo de pista. La iluminación de aproximación es de Precisión Categoría I, cinco barras y 900 metros de longitud, para la cabecera 20, y luces de «flash» secuenciadas de 350 metros de longitud para la cabecera 02. Cada cabecera dispone de PAPI («Precision Approach Path Indicador») a 3°.

Para el encendido de la iluminación de aproximación existía una botonera con iluminación de pulsado y botones independientes para cada una de las siguientes luces: aproximación 02, PAPI 02, aproximación 20, PAPI 20. Sin embargo, la iluminación de la pista 02-20 tiene un solo botón para todas las luces (borde, umbral y extremo de pista).

En la torre de control de Girona había un solo controlador atendiendo las frecuencias de APP y TWR. La capacidad del Aeropuerto de Girona es de 12 aeronaves por hora. No había puesto de supervisor.

Para la obtención de información meteorológica en torre disponían de indicaciones de viento en tiempo real de los anemómetros de las cabeceras 02 y 20, de la temperatura y del QNH. También disponían del METAR de aeródromo que suministra la Oficina de Meteorología cada media hora. No había imágenes de radar meteorológico.

Para la activación de la alarma ante una situación de emergencia desde la torre, se dispone de un pulsador duplicado que activa tres sirenas, una en el SEI y dos en las oficinas del aeropuerto.

1.10.2. *Suministro eléctrico*

El suministro eléctrico al aeropuerto lo proporciona la compañía eléctrica que mayoritariamente distribuye en la zona, Fecsa-Endesa. Como fuente secundaria de energía el aeropuerto dispone de grupos electrógenos.

Las instalaciones de torre de control y radio-ayudas disponen de alimentación ininterrumpida de energía eléctrica mediante baterías. El resto de las instalaciones aeroportuarias no disponen de ésta.

Se produjeron varias interrupciones del suministro y alumbrado del terminal del aeropuerto e iluminación de pista, en el período de tiempo alrededor del accidente. En el registro de mantenimiento de equipos se anotó interrupción eléctrica a las 21:48 h, 21:52 h y 21:57 h, y en todo momento funcionaron las alimentaciones secundarias. La precisión de esta medición y la diferencia de tiempos entre este reloj y los tiempos de torre de control no pudieron ser comprobadas.

Se pidió en dos ocasiones a la compañía suministradora información de número y hora de las interrupciones del suministro eléctrico. No se obtuvo respuesta alguna.

Se indagó para obtener la hora de las interrupciones a través de alguna grabación en algún equipo electrónico del aeropuerto con memoria. El resultado fue negativo por la inexistencia de memorias con esa misión, entre los equipos aeroportuarios.

No obstante, los diferentes testimonios recogidos indican que se produjo un primer fallo del suministro eléctrico segundos antes del contacto de la aeronave con la superficie de pista, y después de que la aeronave hubiese sido autorizada para aterrizar. Posteriormente se produjeron más interrupciones, entre tres y cinco cortes.

Se comprobó, con posterioridad al accidente, que la fuente de alimentación secundaria paliaba la interrupción del alumbrado a los 11 segundos del fallo de suministro exterior.

En el Anexo 14 de OACI se recomienda que la fuente secundaria de energía eléctrica y para aproximaciones de precisión Categoría 1 esté conectada en un tiempo máximo de 15 segundos para la iluminación de pista y de aproximación.

1.10.3. *Características físicas del campo de vuelos*

La pendiente media de la pista 20 es del 0,84% descendente y se compone de gradientes del 1,25% en el primer tercio de su longitud, del 1% en la parte central y del 0,46% en el último tercio. Las especificaciones recogidas en el Anexo 14 de OACI recomiendan que las pendientes máximas, para una pista de clave 4, en el primer y último cuarto no excedan del 0,8%.

Según el AIP del aeropuerto, la franja de pista tiene una anchura de 150 metros, es decir, 75 metros a cada lado del eje de pista. El Anexo 14 de OACI recomienda que, siempre que sea posible, la franja de una pista para aproximaciones de precisión se extienda lateralmente hasta por lo menos 150 metros a cada lado del eje de la pista en un aeropuerto de clave de clasificación 4.

En cuanto a las recomendaciones sobre pendientes transversales de esa franja, más allá de la parte que ha de nivelarse, que abarca 75 metros a cada lado, se indica que no deberían exceder de una pendiente ascendente del 5%.

Hay una fuerte caída del terreno hacia la derecha en la parte final de la pista 20, comenzando a unos 400 m del final. Este terreplén, con una disposición más o menos paralela a la pista, está separado entre 55-75 m de su borde derecho y el terreno exterior está entre 8 y 9 m (25 y 30 ft) por debajo del nivel de la pista.

Existe un camino perimetral asfaltado de un solo carril que recorre la base del terraplén por la parte oeste de la pista hacia el sur. Hacia fuera de este camino se encuentra la valla perimetral del aeropuerto. Junto al lado norte del terraplén existe un montículo alargado de tierra de unos 6 m (20 ft) de altura sobre el nivel de la franja en el perímetro del aeropuerto, con forma de cúpula alargada con su eje largo paralelo a la pista. Parece estar formado con materiales de desecho de la construcción del aeropuerto. Sobre el camino, la cara del montículo tenía un gradiente estimado del 50%. Tanto el terraplén como el montículo se encuentran en el borde de la franja de pista de 75 m desde el eje de la pista.

El terreno en el área anterior al umbral de la pista 20 es ondulado y con pendientes que originan que las lecturas de radioaltímetro no reflejen con exactitud la altura sobre el umbral.

Las especificaciones recogidas en el Anexo 14 de OACI recomiendan que exista un área de funcionamiento del radioaltímetro en la zona anterior al umbral de una pista para aproximaciones de precisión. España tiene notificada una diferencia con relación a OACI relativa a esta norma, indicando que sólo se cumple para aproximaciones de precisión categoría II/III.

1.11. Registradores de vuelo

1.11.1. Recuperación de los grabadores

Los registradores de vuelo del avión se llevaron a las instalaciones del «Air Accident Investigation Branch» del Reino Unido (AAIB) para su lectura. Los detalles de ambos registradores eran los siguientes:

Registrador de voz en cabina	P/N Allied Signal	980-6020-001
	S/N	1317
	Código de fecha	9646
Registrador digital de datos de vuelo	P/N Allied Signal	980-4700-034
	S/N	0996
	Código de fecha	9612

Ambos registradores habían sido instalados en la parte trasera del avión y ninguno de ellos mostraba señales de haber sufrido daños durante el accidente. En la Figura 11.1 se muestra una foto de ambas unidades.

Una cinta de casete dañada del registrador de acceso rápido («Quick Access Recorder») (QAR) se envió al AAIB para su análisis en el transcurso de la investigación. La cinta se había recuperado en el lugar del accidente cerca del propio QAR, que había sido localizado, junto con una pequeña caja para una cinta de repuesto, en el centro principal de equipo del avión, justo detrás del pozo del tren de aterrizaje. En las Figuras 11.2 a 11.4 se muestran fotos del registrador y del casete dañado.

1.11.2. Descripción de los sistemas de grabación

1.11.2.1. Registrador de voz en cabina (CVR)

El CVR era del tipo de memoria de estado sólido y podía grabar durante 30 minutos cuatro canales de sonido independientes: uno para el piloto, otro para el copiloto, otro para las comunicaciones al pasaje («public address») y otro para el ambiente de la cabina de vuelo. Los sonidos de la tripulación y las comunicaciones al pasaje se tomaban del sistema de audio del avión, mientras que la fuente de los sonidos de la zona de cabina de vuelos se recogía mediante un micrófono situado en la zona central de la cabina.

1.11.2.2. Registrador digital de datos de vuelo (DFDR)

El medio de grabación del DFDR era también de estado sólido y tenía una capacidad de grabación de 25 h de datos del avión. Los parámetros eran medidos mediante diversos

transductores distribuidos por el avión, digitalizados y transmitidos a través de buses de datos. La «Digital Flight Data Acquisition Unit» (DFDAU) reunía los parámetros de los buses de datos y también servía de interfaz directo para una serie de parámetros analógicos adicionales que provenían de sensores de giro («syncro») (como los que recogían los movimientos de la columna de mando en cabeceo y alabeo) y fuentes de corriente continua de bajo nivel (como los acelerómetros). Los datos reunidos eran después transmitidos en serie al DFDR. Cada «cuadro» de datos («data frame») contenía espacio para 64 palabras de datos y tenía un segundo de duración. La mayoría de los parámetros digitalizados se situaban al menos en una palabra por cuadro de datos, mientras que los que requerían una mayor frecuencia de grabación (como la aceleración vertical) tenían asignados más espacio de palabras separadas a intervalos iguales de tiempo dentro de cada cuadro.

Algunos parámetros, que no podían variar significativamente con el tiempo, se grababan con menor frecuencia, siendo 64 seg el período máximo entre grabaciones del mismo parámetro. Los detalles de la disposición de los cuadros de datos y la conversión a unidades de ingeniería para un sistema de grabación de datos B-757 tipo 2 se encuentran en el documento de Boeing D6-55333.

1.11.2.3. Registrador de acceso rápido (QAR)

El QAR utilizaba unos cartuchos de cinta de ordenador de tipo estándar como medio de grabación con una duración que excedía las 25 horas de tiempo de grabación de datos. La capacidad del QAR excedía la del DFDR porque se grababan parámetros adicionales y parámetros con una mayor frecuencia de muestreo. Mientras que el DFDR operaba continuamente (cuando estaba energizado) borrando de modo automático los datos más antiguos, para grabar datos en el QAR una vez su cinta estaba llena porque se habían grabado 25 horas de datos, era necesario sustituir esa cinta por otra que previamente hubiera sido borrada. Este procedimiento de cambio de cinta estaba incorporado en la inspección diaria del avión establecida por el operador.

1.11.3. *Lectura de los grabadores e información recuperada*

1.11.3.1. Registrador de voz en cabina

La grabación del CVR era de excelente calidad. Las conversaciones de la tripulación se grababan en sus respectivos canales de audio independientemente de que se pulsara o no el interruptor para hablar por radio («push to talk switch»).

La grabación del CVR empezaba a las 21:16 h durante el descenso hacia el Aeropuerto de Girona y finalizaba aproximadamente en el momento del segundo contacto con la pista, que ocurrió a las 21:47 h. El tiempo total de grabación del CVR era un poco mayor de 31 minutos, lo cual excedía el mínimo requerido.

1.11.3.2. Registrador digital de datos de vuelo

La grabación del DFDR también era de calidad excelente con la excepción de que se había corrompido la palabra de sincronización al inicio del último cuadro de datos grabado durante el accidente. En total, el DFDR contenía la totalidad de los datos de los últimos diez sectores volados por el avión, incluyendo el vuelo del accidente. Los datos terminaban aproximadamente en el momento del segundo contacto con la pista.

Los datos recuperados fueron descodificados y convertidos a unidades de ingeniería usando los algoritmos indicados en el correspondiente documento de Boeing «Data frame layout document D6-55333». La siguiente tabla detalla los límites de accionamiento de los mandos de vuelo extraídos del documento descriptivo del cuadro de datos y el análisis de las pruebas de mandos prevuelo de las tripulaciones («full and free checks») grabadas en el DFDR en sectores de vuelo previos:

Mando	Límite
Posición de la columna de control (cabeceo)	-13,3° atrás a +9,2° adelante
Posición de la columna de control (volante de alabeo)	85° a +85°
Ángulo de la palanca de potencia	0° (máximo empuje de reversa) 50° (ralentí) 130° (máximo empuje)
Posición del timón de profundidad	-21,5° morro abajo a +31,5° morro arriba
Posición de alerón	-20° a +20° (el límite se alcanza a los ±50° de giro del volante de alabeo)
Posición del timón de dirección	30,6° guiñada a la izquierda a +30,6° guiñada a la derecha
Posición del pedal del timón de dirección	-14,5° guiñada a la izquierda a +14,5° guiñada a la derecha
Posición del estabilizador horizontal	-11,5° morro arriba a +4° morro abajo (no en unidades de compensación del piloto)
Palanca de aerofrenos	0% totalmente abajo o retraídos («DOWN») 12% armados 100% totalmente arriba o desplegados («UP»)

Se prepararon representaciones gráficas de los parámetros pertinentes grabados durante el vuelo del accidente (véanse Figuras 12, 13 y 14).

1.11.3.3. Cinta casete del registrador de acceso rápido (QAR)

El casete se había abierto durante el accidente, pero todos sus componentes todavía permanecían en la carcasa. La mayor parte de la cinta magnética estaba enrollada en

uno de los dos carretes y la cinta se había partido justo después del primer par de agujeros de marcado de final de cinta. Puesto que había cuatro pistas en la cinta y la grabación se realizaba a modo de espiral, esto indicaba que o bien la cinta estaba completamente llena o bien exactamente a mitad de su capacidad.

La cinta fue empalmada por la rotura y arrollada en otro casete sin daño. Al reproducirla se comprobó que estaba llena de datos, pero del período del 7 al 8 de agosto de 1999. Los registros del operador mostraban que éstos pudieron ser los últimos datos grabados en el QAR, puesto que no había cintas disponibles de un período posterior. La presencia de una cantidad de barro en la ranura de inserción del casete en el QAR también indicaría que el casete no estaba puesto en el momento del accidente.

1.11.4. *Sincronización de tiempo del DFDR y del CVR*

Puesto que tanto el DFDR como el CVR utilizaban referencias de tiempo precisas controladas por osciladores de cristal que se grababan en memoria de estado sólido, no hubo dificultad en sincronizar ambas fuentes. Los criterios usados fueron el estado de los parámetros discretos del interruptor de «pulsar para hablar» en el DFDR que cambiaban cada vez que se realizaba una transmisión de radio, el cambio de estado del parámetro discreto del GPWS y el ruido grabado y el pico de aceleración vertical en la primera toma de tierra. Una vez que las dos fuentes habían sido sincronizadas se observó que, aunque el CVR había grabado el inicio del sonido de la segunda toma de tierra dura, no había una indicación similar en los valores de aceleración normal grabados por el DFDR.

La FDAU estaba equipada con una fuente interna, extraída de la alimentación principal del avión, para proporcionar corriente eléctrica al acelerómetro que estaba montado cerca del centro de gravedad del avión. Es posible que o bien el cableado que llevaba corriente a ese acelerómetro o bien los circuitos de potencia dentro de la propia FDAU fueran dañados durante las fases del primer o segundo contacto con tierra. El progresivo, aunque rápido, fallo de la tensión de excitación al transductor podría haber provocado que se grabasen lecturas erróneas descendentes de aceleración vertical. Debido al gran daño del área de interés no fue posible determinar si éste fue el caso. Un análisis de la grabación de aceleración longitudinal, extraída de un transductor adyacente y con la misma fuente de alimentación de corriente, no permitió llegar a ninguna conclusión. Sin embargo, se observó que en la segunda toma de tierra hubo un corto período de corrupción de datos del DFDR.

Se considera que la causa más probable fue una distorsión en la alimentación a la FDAU, al DFDR o a ambos, puesto que los sistemas de grabación de estado sólido como los que equipaban al avión son en general bastante inmunes a distorsiones por causas mecánicas. Este hecho contrasta con el comportamiento que cabe esperar en un registrador de tipo mecánico que graba en cinta sometido a las mismas condiciones, en los que corrupciones de datos de este tipo son habituales.

1.11.5. Reconstrucción del vuelo basada en la información recuperada

En las Figuras 12 a 15 del Apéndice A se muestran gráficos de los parámetros pertinentes en el vuelo del accidente, y en las Figuras 16 y 17 se representa la trayectoria sobre el suelo.

La historia del vuelo se presenta a continuación en forma de tabla con los sucesos más significativos del CVR y del DFDR en función del tiempo (UTC grabado en el DFDR. Nota: todas las altitudes citadas mayores de 10.000 ft se basan en 1.013 mb, y todas las altitudes menores de 10.000 ft están corregidas con QNH).

Hora UTC	Evento
19:52:00	Despegue de Cardiff por pista 30.
20:12:48	Techo de la subida a FL370.
21:06:17	Inicio del descenso. 97,5 DME hacia el VOR de Girona.
21:17:04	Nivelado a FL130, 23 DME hacia el VOR.
21:18:12	Otro descenso iniciado. ATC pasa a Aproximación Girona.
21:18:35	Aerofrenos extendidos a 16,5 DME hacia el VOR.
21:19:46	Autorizado a aproximación VOR/DME a pista 02. El viento de superficie en Girona era 330°/8 kt. QNH 1010.
21:20:53 a 21:21:20	La tripulación completa la lista de chequeo de aproximación.
21:21:46	La tripulación de cabina avisa de un posible impacto de rayo. Se encuentran a 3 DME hacia el VOR.
21:22:26	Sobrevuelan el VOR a 7.200 ft. El viento en superficie en Girona es 330°/9-12 kt.
21:23:20	Se chequea la cantidad de combustible y resulta ser 4,2 toneladas.
21:23:58	Nivelados a 5.000 ft. A 5,75 DME desde el VOR.
21:24:23	Se alejan más desde el VOR antes de girar hacia él a 6,25 DME.
21:25:45	Viento en superficie en Girona mencionado como 350°/12 kt.
21:26:29	Pasan sobre el VOR a 5.000 ft.
21:26:58	Seleccionado Flap 1.
21:27:33	Descenso adicional iniciado durante un giro a la derecha a 169° M, 3,0 DME desde el VOR.
21:27:43	Seleccionado Flap 5.
21:28:26	El copiloto dice que la mínima reserva de la combustible de la compañía es 2,8 toneladas.
21:29:11	Las condiciones reportadas en Girona son: visibilidad 4 km, «scattered 1500, few 3000, CB broken 4000». Hay una tormenta sobre el aeródromo.
21:29:20	Nivelado a 3.400 ft. 6.5 DME desde el VOR.

Informe técnico A-054/1999

Hora UTC	Evento (continuación)
21:29:33	La tripulación discute la posibilidad de hacer motor y al aire e ir al alternativo.
21:30:33	Se chequea el combustible, siendo de 3,6 toneladas.
21:31:33	Se alcanza la distancia más alejada desde el VOR: 12,0 DME.
21:32:14	Se seleccionan Flap 20 y tren abajo a 10,5 DME hacia el VOR.
21:32:34	Se inicia descenso a 10,0 DME desde el VOR.
21:32:42	Se selecciona Flap 30.
21:33:01	La palanca de los aerofrenos se mueve desde «extendidos» hasta «armados» a 8,75 DME hacia el VOR. La tripulación inicia la lista de chequeo de aterrizaje.
21:33:12	La meteorología en Girona se ha revisado a QNH 1.011 y viento más del sur con 200°/12 kt. El ATC ofrece la aproximación a la pista 20.
21:33:54	7 DME, 100 ft alto en la aproximación.
21:34:17	6 DME, lista de chequeo de aterrizaje completa.
21:34:43	5 DME, 250 ft demasiado alto en la aproximación.
21:35:12	4 DME, 200 ft demasiado alto en la aproximación.
21:35:31	Windshear caution
21:35:35	Aviso de precaución de cizalladura de viento («Windshear»).
21:35:37	840 ft (474 ft radio-altura), 138 kt, y se inicia motor y al aire.
21:35:43	Altitud mínima durante el motor y al aire: 820 ft (429 ft radio-altura).
21:35:46	Flap 20 seleccionado.
21:35:53	Tren arriba seleccionado.
21:36:22	Flap 5 seleccionado.
21:36:43	Sobrevuelan el VOR ascendiendo a través de 3.450 ft a 201 kt. Flap 1 seleccionado.
21:37:03	El copiloto advierte de aviso «right forward fuel pump», y el comandante acusa recibo.
21:37:12	Se reporta que la meteo en Barcelona es: viento 360°/10 kt. «Scattered» a 3.000.
21:37:43	Nivelados a 5.000 ft, 3,5 en alejamiento del DME.
21:37:48	El comandante elige aproximación ILS.
21:38:14	Se selecciona Flap arriba.
21:38:22	Se selecciona Flap 1.
21:38:28	Autorizado a aproximación ILS a pista 20. Viento 190°/15 kt. RVR 1.500, «scattered» 1.400.
21:38:50	Se selecciona Flap 5.
21:39:15	El piloto al mando le pide al copiloto que avise a la tripulación de cabina que se va a intentar otra aproximación seguida de un desvío a Barcelona.
21:39:52	Empieza el giro hacia tramo base de la pista 20 a 10,75 DME.
21:40:25	Se inicia el descenso en alejamiento a 12,25 DME.

Hora UTC	Evento (continuación)
21:40:30	El copiloto alerta al comandante del mensaje de la FMC «insufficient fuel».
21:41:03	La tripulación lleva a cabo la lista de chequeo de aproximación.
21:41:23	Más al norte en el tramo base a 14,5 DME y 4.300 ft descendiendo.
21:41:48	Establecidos en el localizador. Viento en superficie 170°/12 kt.
21:42:35	Nivelados a 3.700 ft, 11,5 en acercamiento al DME.
21:42:46	Seleccionado Flap 20 y tren abajo a 11,0 en acercamiento al DME.
21:42:58	El combustible es chequeado por el comandante y es de 2,8 toneladas.
21:43:15	Seleccionado frenado automático cuatro.
21:43:18	Senda de planeo capturada y se inicia descenso adicional a 9,25 dirigiéndose hacia el DME.
21:43:24	Revisado el QNH 1.012 y confirmación de que la pista está «bastante mojada».
21:44:18	Mensaje del FMC advertido por la tripulación.
21:44:20 a 21:44:43	Sonido de la baliza exterior.
21:44:35	Se autoriza al avión a aterrizar. Se indica que el viento es 150°/9 kt.
21:44:56	La tripulación completa la lista de chequeo de aterrizaje.
21:45:01	El copiloto avisa de que la velocidad es «bug minus ten» («referencia menos diez» en cuanto a velocidad).
21:45:08	El copiloto indica que la velocidad está «on the bug» («en el valor deseado»).
21:45:10	Descienden a través de 2.200 ft a 4,25 MN en acercamiento al DME; seleccionan Flap 30.
21:45:27	Conectan los limpiaparabrisas.
21:45:53	El copiloto avisa «bug plus five, thousand down» («velocidad 5 kt por encima de la referencia; 1.000 ft/min de velocidad de descenso»).
21:45:59	El copiloto avisa «thousand above touchdown» («mil sobre toma»).
21:46:21	El copiloto avisa velocidad «bug plus ten».
21:46:22	Descienden a través de 1.130 ft a 1,0 MN hacia el DME; el DFDR grabó un aviso de precaución de cizalladura («windshear»).
21:46:30	Descienden a través de 1.040 ft a 0,75 desde el DME; el DFDR grabó un aviso de cizalladura.
21:46:30	El copiloto avisa velocidad «bug plus fifteen».
21:46:32	El piloto avisa «luces a la vista».
21:46:40	El copiloto avisa «bug plus ten, eight hundred down».
21:46:47	El piloto avisa de «contact» («contacto visual con la pista»).
21:46:49	Empieza el sonido de paso por la baliza intermedia.
21:46:54	El copiloto avisa velocidad «bug minus five». Se avanzan las palancas de empuje y el avión empieza a incrementar su ángulo de cabeceo.

Informe técnico A-054/1999

Hora UTC	Evento (continuación)
21:46:55	La torre vio el avión, viento de superficie reportado como 150°/6 kt.
21:46:58	Desciende a través de 705 ft (aprox. 250 ft AGL), se desconectan el piloto automático y el «autothrottle». Actitud de aproximadamente 4,5° morro arriba. Empiezan grandes movimientos de los mandos de vuelo. El avión empieza a subir por encima de la senda de planeo.
21:47:00	El avión cabecea morro abajo entre -1° y +1°. Todavía se encuentra por encima de la senda de planeo.
21:47:02	El copiloto avisa «on the bug, six hundred down».
21:47:10	Desciende a través de 590 ft (aprox. 120 ft AGL). Se oye una exclamación en voz baja en el canal del piloto al mando y momentáneamente hay una aplicación casi total de timón de profundidad morro abajo seguida por deflexión de alabeo a la izquierda y luego a la derecha. El avión cabecea abajo con un factor de carga de 0,55 g. El copiloto avisa de velocidad vertical «five hundred down».
21:47:11	El copiloto avisa «full scale fly down».
21:47:12	El avión había picado morro abajo temporalmente hasta 4,5° morro abajo con una mayor velocidad vertical de descenso.
21:47:13.0	Se incrementa el cabeceo del avión ligeramente hasta 2,5° morro abajo. Empezó un aviso de precaución de GPWS Modo 1 «Sink Rate» entre 80 ft y 54 ft de radio altura.
21:47:14.5	El copiloto avisa velocidad vertical «thousand down» y hay un segundo aviso de precaución de GPWS «Sink Rate».
21:47:15.9	Aviso automático de altura «Ten» (10 ft sobre el terreno).
21:47:16.2	Las palancas de empuje se llevan hasta ralentí.
21:47:16.8	El avión tocó tierra con cabeceo de 2° morro abajo, ala nivelada y con velocidad de 141 kt. El pico de aceleración normal fue 3,11 g. La velocidad vertical de aproximadamente 14 ft/s (840 ft/min). No se activó la lógica aire/tierra, y no se desplegaron los aerofrenos.
21:47:17.6	El avión botó, y el cabeceo subió a 3,3° morro arriba. Las palancas de empuje se avanzaron. Se aplicó mando de alerones a la derecha, con lo que comenzó alabeo a la derecha. Se aplicó todo el mando de profundidad morro abajo y se mantuvo en esa posición, con lo que se inició un rápido cabeceo hacia abajo.
21:47:18.7	Segunda toma de tierra con 0,5° de cabeceo morro abajo, con una velocidad angular de cabeceo de 7°/seg morro abajo, y 4,2° de alabeo a la derecha. La DFDAU/DFDR pierde 11 bits de datos. Comienza un fuerte ruido de impacto en el CVR pero no hay un pico brusco en la grabación de la aceleración normal. La columna de control y el timón de profundidad volvieron a neutral.
21:47:19.1	El cabeceo alcanza los 6.8° morro abajo; el alabeo a la derecha se incrementa hasta 5,3°, la EPR de ambos motores aumenta hasta 1,27. No se activa la lógica aire/tierra, no se produce despliegue de los aerofrenos o de las reversas de empuje.
21:47:19.3	Acaba la grabación del CVR y del DFDR.

1.11.6. *Dirección, velocidad y cizalladura del viento*

La dirección y velocidad del viento quedaron grabadas en el DFDR, al igual que dos parámetros discretos para los avisos de precaución y de peligro de cizalladura de viento. Durante las últimas etapas de la aproximación ILS, puesto que en los datos grabados a bordo la dirección del viento dominante había cambiado de norte a oeste y luego a sur según iba descendiendo el avión, se grabaron dos avisos de precaución de cizalladura. El primero, a una altura aproximada de 800 ft AGL, coincidía con un incremento de la velocidad grabada de 8 kt y reducciones de ángulo de ataque y aceleración normal durante aproximadamente dos segundos. El segundo dato, ocho segundos más tarde a una altura aproximada de 540 ft AGL, también coincidía con reducciones momentáneas en ángulo de ataque y aceleración normal aunque en este caso con una momentánea reducción de velocidad.

Aunque las fases finales de la aproximación fueron relativamente turbulentas, según se vio por las desviaciones en aceleración normal y la magnitud de las deflexiones de los mandos de vuelo efectuadas por la tripulación, no se encontraron evidencias adicionales de actividad significativa de cizalladura durante el resto del vuelo. En un intento de determinar que el sistema de detección de cizalladura del avión estaba operativo, se solicitó al fabricante de la aeronave que programara los datos del DFDR en su simulador de vuelo del 757 para confirmar que otros datos de precaución o peligro de cizalladura no se habrían generado durante el vuelo. El fabricante respondió lo siguiente:

«Este análisis muestra que durante la aproximación existían condiciones insuficientes para generar una cizalladura suficiente como para afectar las performances del avión; los resultados del simulador están de acuerdo con el DFDR que sólo una condición de prealerta de cizalladura ocurrió debido a viento en cara.»

1.11.7. *Avisos sonoros recuperados del CVR*

Durante la primera aproximación, cuando se seleccionó Flap 30, los aerofrenos estaban todavía en la posición de desplegados. En esta configuración se habría encendido la luz de «SPEEDBRAKES» en el panel indicador de avisos y un mensaje de «SPEEDBRAKE EXT» habría aparecido en las pantallas del «Engine Indication Crew Alerting System» (EICAS). No había un aviso sonoro de peligro («aural warning») o indicación principal de precaución («master caution»). La presencia de esas indicaciones visuales no se grababa en el DFDR. Estas alertas habrían desaparecido cuando la palanca de aerofrenos al seleccionarse después la posición de «armados».

Aunque los avisos de precaución y peligro de cizalladura se grababan en el DFDR, la opción del diseño del sistema instalada a petición del operador era tal que sólo un aviso de peligro habría producido a la vez avisos sonoros y visuales a la tripulación.

Se observó que cuando el piloto automático se desconectó antes del aterrizaje definitivo, no hubo un tono de aviso asociado que quedara grabado en el CVR. El operador

del avión indicó que el avión tenía instalada una opción de cliente que inhibía el aviso sonoro si el piloto automático se desconectaba por un doble-click en cualquiera de los interruptores de desconexión situados en las columnas de control del piloto y copiloto.

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

1.12.1. Lugar de impacto

1.12.1.1. Descripción general

Se encontraron en superficie de la pista 20 y en sus alrededores una serie de marcas y restos que se podían atribuir al aterrizaje de la aeronave G-BYAG. Las posiciones del avión que se mencionan a continuación están referidas a la posición estimada del centro de gravedad del avión desde el comienzo de la superficie asfaltada de la pista 20 medidas a lo largo de la trayectoria que siguió. Estas posiciones se presentan en las Figuras 18 y 19 y las distancias se resumen en la Figura 20. El rumbo de la pista 20 fue medido y resultó ser 197° M. Este valor está indicado en la Carta Jeppesen (véase Figura 2 del Apéndice A).

1.12.1.2. Parte inicial de la pista

Las primeras marcas empezaban a 566 m desde el inicio de la superficie asfaltada de la pista, cerca de su eje central. Un examen detallado de la superficie desde ese punto hacia atrás no encontró otras marcas que pudieran ser indudablemente atribuidas al avión G-BYAG.

Las marcas iniciales (véase Figura 21) consistían en estrías poco profundas en la superficie de la pista y depósitos por fricción de pintura y/o metal. El espaciado y características de las marcas, en conjunción con las marcas encontradas en los restos, mostraban que se habían producido por contacto de partes de las compuertas del tren de morro y del compartimento auxiliar del tren de morro con la pista. Poco después se había producido un ligero contacto momentáneo de la parte inferior de la góndola del motor número 2. Las mediciones indicaron que el contacto inicial de partes de fuselaje delantero se había producido cuando el CG del avión estaba situado a 557 m a lo largo de la pista y a 3 m a la derecha de su eje longitudinal. Las marcas del fuselaje delantero se fueron haciendo más ligeras según continuó la abrasión por contacto con la pista y desaparecían después de unos 24 m.

Después de un intervalo de 53 m empezaba un segundo conjunto de marcas, cuando el avión estaba situado a 644 m desde el inicio de la pista y 2 m a la derecha del eje (véase Figura 22). La pista y las marcas de los restos indicaban que se habían producido inicialmente por contacto adicional de partes de las compuertas del tren de morro y el compartimento auxiliar del tren de morro con la pista (Figura 23.1). Después de 11 m se había producido un breve contacto de la superficie inferior del fuselaje delantero y luego un segundo contacto momentáneo de la góndola del motor N.º 2 (Figura 23.2). Las marcas de nuevo se hacían más tenues mientras continuaba arrastrando por la pis-

ta y se desvanecían después de 39 m. No se encontraron otras marcas de abrasión en la pista, excepto pequeños signos, como se indica en el punto 1.12.1.3.

Se recogieron informaciones de que diversos trozos pequeños de restos que se habían desprendido del G-BYAG se habían encontrado en la pista (Figura 23.3), pero fueron recogidos antes de que comenzase la inspección de lugar y no se disponía de información específica sobre su posición original. Las partes identificables correspondían a la zona del pozo del tren de morro.

Muchos otros pequeños trozos del avión permanecían en la zona de hierba a los lados de la pista. Parecía que la posición de algunos de ellos podría haberse modificado por los efectos del viento o por el barrido de la pista, pero las evidencias de posición de las que se disponía indicaban que no se habían desprendido antes del inicio de las marcas sobre la pista. Un grupo de esos trozos se encontró entre 550-900 m en la pista 20. Algunos fueron positivamente identificados como provenientes del pozo del tren de morro y del capot del fan. Otros tenían características consistentes con el hecho de que hubieran sido generados por el compartimento de ruedas y el auxiliar de morro, la parte inferior del fuselaje delantero, el centro principal de equipo (MEC), el capot del fan y los sistemas de cables y poleas de los mandos de vuelo. Un grupo adicional de restos se encontró entre 1.400 m y 1.700 m a lo largo de la pista.

1.12.1.3. Parte central de la pista

Un poco más allá del final de las marcas de abrasión sobre la pista, se distinguían tres pares de huellas de neumáticos que inicialmente eran muy tenues, pero luego se iban marcando más a medida que avanzaban por la pista.

Las huellas tenían un espaciado lateral que correspondía al de las tres patas del B757 y conducían de modo continuo hacia huellas de neumáticos en los alrededores de la pista que pertenecían indudablemente al G-BYAG. Por ello, estaba claro que desde el final del segundo grupo de marcas de abrasión sobre la pista, el avión se desplazó apoyado en sus tres patas, dejando aparte la evidencia de que el tren de morro había sido desplazado. Las huellas indicaban que al principio el avión había rodado generalmente bastante centrado en la pista con desvíos de pocos metros a la izquierda y derecha del eje central. Las huellas también mostraban que inició y mantuvo un giro a la derecha a los 1.187 m desde el inicio de la pista, y a los 1.557 m salió de la superficie asfaltada de la pista para entrar en la zona de hierba adyacente.

En la parte final del recorrido se podían apreciar algunos signos de rozamiento ligero en la superficie de la pista asociados con las marcas de los neumáticos de las ruedas del tren de morro, lo que sugería arrastre de los neumáticos. También había una zona pequeña de marcas de pintura y ralladuras en la pista, cuyas características y localización sugerían contacto momentáneo de la parte delantera del fuselaje.

También en la parte final del recorrido las huellas exteriores (ruedas 1/5 y 4/8) mostraban signos similares de bloqueo y arrastre momentáneo. Ciertos depósitos negros de goma en esas dos huellas poco antes de que salieran de la pista sugerían que el neumático 1 y/o el 5 y el neumático 4 y/o el 8 habían deslizado intermitentemente en esa zona. Cerca del margen de pista, los depósitos de goma de la parte exterior izquierda se convirtieron en dos huellas continuas estrechas correspondientes a la distancia de la llanta, lo que indicaba que el neumático 1 o el 5 estaban desinflados en ese punto (véase Figura 24.1).

1.12.1.4. Franja de pista

Las huellas de las tres patas continuaron por la superficie de hierba hacia los límites del aeropuerto (véase Figura 24.2). Esta área tenía una ligera pendiente hacia el oeste. Poco después de que el avión abandonara la zona asfaltada, y cerca de las huellas del tren principal izquierdo, se encontraron dos trozos de neumático desprendidos de unos 45 cm por 15 cm (18 in por 6 in) de tamaño.

La huella central correspondiente al tren de morro consistía inicialmente en una única marca de neumático junto con una ligera rozadura aproximadamente situada 1 m a su derecha. Después de pasar sobre una hondonada del terreno, la huella central cambió y se empezaron a notar dos huellas de neumático mientras que la rozadura iba disminuyendo en intensidad. Un par de huellas de ruedas a cada lado de la huella central se debían claramente a los neumáticos del tren principal. El suelo era algo blando y las huellas de los neumáticos del tren principal quedaron marcadas en la superficie, al principio unos pocos centímetros. Poco después de adentrarse en la zona de hierba, la profundidad de las huellas del tren principal comenzó a oscilar de modo muy marcado, dando un perfil vertical de forma sinusoidal (véase Figura 24.3). Las observaciones indicaban claramente que esta característica había sido causada por una marcada oscilación de cabeceo (o «nodding») del carretón del tren de aterrizaje derecho. El fabricante de la aeronave informó más tarde que consideraba que un movimiento adelante/atrás («gear walk») de la pata del tren de aterrizaje asociado con una fractura de la estructura soporte del tren podía haber contribuido al «nodding». La oscilación se mantuvo durante el resto del carreteo por la zona de hierba.

1.12.1.5. Exterior de la franja de pista

Hacia el final de la zona de hierba, a unos 343 m desde que se salió de la pista y a unos 1,5 m (5 ft) por debajo del nivel de la misma, la aeronave encontró un montículo de tierra (véase punto 1.10.3) en el límite del aeropuerto (véase Figura 24.4). En la dirección por la que se aproximó el avión al montículo, una pendiente cóncava unía la zona de hierba con el camino. Por encima de él había una fuerte pendiente de unos 45° en la cara este del montículo. Había una zona de árboles en la cara oeste del montículo y varios árboles aislados en las proximidades de la cara sur.

El choque del G-BYAG con el montículo fue oblicuo y las marcas en el suelo mostraban que inicialmente se produjo con las ruedas del tren principal, seguido casi de inmediato por la parte inferior de la góndola del motor derecho. Según iban subiendo por la pendiente del montículo el tren derecho y la góndola derecha, las ruedas del tren izquierdo iban descendiendo por una depresión del terreno y un área de suelo muy blando debido a una conducción de drenaje subterránea. Estaba claro que el efecto combinado hubiera hecho adoptar al avión un apreciable ángulo de alabeo a la izquierda. Por la geometría del impacto parecía que debía haber habido muy poca o ninguna distancia entre el suelo y la punta izquierda del ala en ese punto, pero no se encontraron evidencias de que hubiera habido contacto.

Una desviación de las huellas del tren izquierdo indicaba que el «drag restraint» del tren izquierdo había fallado al encontrar las ruedas un acusado borde en el lado oriental del camino (véase Figura 25.1). La subsiguiente ausencia de marcas de este tren en el terreno, junto con la falta de contacto del plano izquierdo con un árbol adyacente, sugería que el encuentro del tren izquierdo con la pendiente y con el borde tuvo el efecto de reducir el alabeo del avión a la izquierda.

La presencia de surcos en la cara del montículo debidos a los neumáticos del tren derecho sugería que este tren había sufrido grandes cargas verticales y horizontales mientras su carretón subía por el montículo. Las marcas no indicaban que el tren se hubiera plegado como resultado de estas cargas, pero parecía posible que se hubiera producido daño al tren o a su estructura de soporte en ese punto.

Las marcas de contacto con el suelo cesaron cuando el avión llegó a la cima del montículo (Figura 25.2), y parecía que el paso sobre el montículo hizo que el avión abandonase el contacto con el suelo. Se apreció daño en las ramas superiores de árboles situados en la cara oeste del montículo, que había sido producido por el plano derecho en una actitud de ala nivelada.

1.12.1.6. Valla perimetral

El terreno formaba una pendiente descendente desde la cima del montículo en la dirección en la que se movía el avión. La distribución de restos y marcas mostraban que alrededor de 100 m después de que el avión alcanzó la parte superior del montículo, la góndola del motor N.º 2 golpeó la valla perimetral del aeropuerto, que estaba formada por una malla de acero de 2,5 m de altura sujeta mediante postes de acero. El choque del avión con la valla se produjo con un ángulo poco pronunciado y la valla quedó dañada o destruida aproximadamente en una longitud de 100 m. Durante el choque con la valla se desprendieron partes importantes de la góndola del motor derecho. Las evidencias también mostraban que el tren de morro y el compartimento auxiliar habían contactado con la valla, se habían enredado con la malla de acero y se habían separado del avión como un conjunto entero hasta quedar detenidos justo fuera del límite del aeropuerto.

1.12.1.7. Exterior del aeropuerto

Otras huellas y la propia distribución de restos mostraban que después el avión había impactado con el suelo en un campo fuera de los límites del aeropuerto, 144 m después del montículo y a unos 12 m por debajo del nivel de su cumbre. Las evidencias disponibles indicaban que el avión estaba aproximadamente nivelado en cabeceo y alabeo en el momento del contacto con el terreno. El campo estaba nivelado y era relativamente plano, con un suelo compacto y empapado con trazas de cultivo. Parecía claro que el contacto fue duro y probablemente realizado con un apreciable ángulo de guiñada a la derecha. Poco después del contacto, ambos trenes se plegaron. El avión se deslizó por el campo apoyado sobre las góndolas durante cierta distancia hasta que ambos motores se desprendieron. La mayor parte de los restos de la aeronave quedaron detenidos después de arrastrarse 244 m sobre el campo, sobre el que podían verse diversos cráteres y grandes surcos producidos claramente por el arrastre del avión por la tierra. El tamaño de los socavones sugería que se habían producido elevadas fuerzas de deceleración durante y tras el contacto. La considerable longitud, anchura y profundidad de los surcos excavados en la tierra también indicaba elevadas fuerzas de resistencia al avance sobre el avión que se habían mantenido durante esa parte del recorrido por el terreno.

La aeronave quedó detenida a unos 65 m fuera del aeropuerto, casi en línea con el final de la pista 20, a 1.734 m desde las marcas iniciales sobre la pista y a una altura estimada de 8 o 9 m (25 o 30 ft) por debajo del nivel de la pista en esa zona.

1.12.2. Restos de la aeronave

El examen de los restos se llevó a cabo principalmente en el campo, al estar muy limitadas las instalaciones disponibles, parcialmente en conjunción con la prolongada labor de recuperación de la aeronave. No fue posible realizar una estimación completa de la compleja y múltiple secuencia de los daños por impacto en todas las áreas, pero se disponía de evidencias para cubrir todos los aspectos relevantes.

1.12.2.1. Fuselaje

La mayor parte del avión se detuvo apoyada sobre la parte inferior del fuselaje y el soporte alar del motor N.º 1, con rumbo 263 °M para el fuselaje central y el ala. El fuselaje sufrió dos fracturas completas en toda su sección transversal. Las conducciones y mazos de cables eléctricos que atravesaban las áreas de fractura aparentemente habían ayudado a evitar una separación completa de las secciones del fuselaje.

La fractura delantera se había producido aproximadamente en la Sta 615 (justo delante de las puertas N.º 2). La rotura, que afectaba tanto al recubrimiento como a los larguerillos de refuerzo, parecía extenderse por toda la circunferencia de la sección del

fuselaje (Figura 26.2). El recubrimiento de la parte de arriba había sufrido pandeo por compresión en la zona de fractura, y en la zona inferior se había deformado hacia afuera en ambos lados. Las evidencias sugerían que la fractura se había producido por un duro contacto de la parte inferior del fuselaje delantero combinado con cargas de flexión de guiñada a la derecha.

La fractura trasera se produjo en la Sta 1.275 (justo delante de las puertas N.º 3) y se extendía alrededor de casi toda la circunferencia de la sección (Figura 26.4) salvo en una parte del lateral derecho que permanecía intacta. Hubo un fuerte pandeo debido a compresión en el lado izquierdo. Las evidencias indicaban que el fallo había sido causado por sobrecarga de flexión en el plano horizontal mientras la sección trasera tenía un movimiento de guiñada a la derecha de la sección central.

Las tres secciones del fuselaje permanecían juntas, aunque con la sección delantera girada 12° a la derecha y la sección trasera girada 13° a la derecha en relación a la sección central del fuselaje. Las tres secciones estaban aproximadamente niveladas en cabeceo, y tenían un alabeo hacia la izquierda, hasta 16°. Los ángulos del piso de la cabina se mencionan en el punto 1.12.2.7.

Gran parte del fuselaje sufrió un fuerte daño y deformación en su parte inferior. Por las características del daño, parecía poco probable que el fuselaje delantero hubiera sufrido deformaciones importantes o roturas como consecuencia de las cargas que causaron el desplazamiento del tren de morro (véase punto 1.12.2.2), aunque no podía descartarse completamente que hubiera ocurrido un fallo a pandeo.

Se apreciaban áreas de deformación de la parte inferior de la zona de morro del fuselaje, así como daños por abrasión del recubrimiento exterior, algo más acusados hacia el lado derecho. La tapa de acceso al compartimento delantero de equipo (Figura 26.3) y porciones de las puertas del pozo del tren de morro también habían sufrido daños por abrasión, que generalmente afectaban sólo a la capa de pintura y a la superficie del recubrimiento. Las marcas eran regulares y estaban alineadas con el eje longitudinal del avión, con características que indicaban que se habían producido distorsiones locales según ocurría la abrasión. Ello sugería que el daño se había producido en general por rozaduras relativamente cortas del morro del avión con la superficie de la pista. La zona del fuselaje donde se unía a la cara derecha del compartimento de las ruedas («wheelwell») había sido más fuertemente marcado, indicando un contacto más prolongado.

Se había desprendido gran parte de la estructura del fuselaje por debajo del nivel del piso de la cabina de pasajeros en la región del compartimento principal de equipo (MEC), especialmente en el lado derecho (Figuras 26.1 y 26.2). Muchas de las unidades eléctricas y electrónicas del MEC quedaron fuertemente dañadas. La distribución de los restos mostraba que algunas se habían desprendido durante los últimos tramos del recorrido por el terreno. El daño del fuselaje y del MEC parecía consistente con los efectos combinados del desplazamiento del compartimento auxiliar («doghouse») y su des-

prendimiento final (véase punto 1.12.2.2) y, en las últimas partes del recorrido por el terreno, por un severo deslizamiento con el avión en una actitud de guiñada a la derecha. También hubo daños severos a las vigas del piso de la cabina encima del compartimento auxiliar, particularmente entre las vigas en las estaciones Sta 365 y Sta 395 (Figura 27.1), consistentes con los efectos de un impacto de la parte trasera superior del compartimento auxiliar. El daño a las vigas del piso estaba especialmente marcado en el área entre 1 m a la izquierda y 0,5 m a la derecha de la línea central del fuselaje entre las estaciones Sta 360 y Sta 418.

El desplazamiento hacia arriba de la parte inferior del fuselaje en la zona de la bodega delantera hizo que el equipaje quedara aplastado contra la cara inferior del piso de la cabina.

El daño a los empenajes quedó limitado a pequeñas abrasiones en el lado izquierdo del estabilizador vertical y pequeñas abolladuras en el borde de ataque del estabilizador horizontal izquierdo. Los timones de profundidad y dirección no mostraban daños.

1.12.2.2. Tren de morro y su estructura de soporte

El pozo del tren de morro se rompió cerca de la unión entre los compartimentos de ruedas y auxiliar. La estructura del primero de esos compartimentos permanecía unida al fuselaje y aproximadamente en su posición normal, aunque desplazada hacia arriba y un poco a la derecha en conjunción con el aplastamiento hacia arriba de la parte inferior del fuselaje (Figura 27.1). El compartimento de ruedas quedó en contacto con la cara inferior de las vigas del piso de cabina.

Las características del daño local sugerían que la cuaderna en la Sta 395, que unía el extremo trasero del compartimento auxiliar al fuselaje, había pandeado en ambos lados de ese compartimento debido a sobrecarga vertical hacia arriba.

Los compartimentos de ruedas y auxiliar se habían roto por esfuerzo de sobrecarga. La parte delantera del techo del auxiliar había sufrido pandeo y separación de los laterales del fuselaje. Esta y otras señales indicaban que el fallo de la estructura de soporte se había iniciado probablemente con el fallo de la cuaderna 395. Después el compartimento auxiliar había girado en sentido antihorario (en el plano vertical, visto desde la izquierda) y se había separado del compartimento de ruedas. La secuencia era consistente con los efectos de sobrecarga hacia arriba y hacia atrás en las ruedas del tren de morro.

Una porción de las paredes del compartimento auxiliar que sujetaban a ambos lados las barras de arrastre del tren de morro fue desgarrada, aunque las barras permanecían unidas a los pivotes (Figura 29.2). Había signos de que la pata de morro había pivotado un poco hacia atrás con relación al compartimento auxiliar hasta contactar con el mamparo trasero del compartimento. También se encontraron marcas consistentes con el con-

tacto de los brazos de torsión («torque links») con la parte inferior del fuselaje debajo del MEC. Diversas partes del compartimento auxiliar mostraban marcas de abrasión, que era severa en uno de los bordes de la porción de la cara lateral del pivote izquierdo, hasta el punto de que el borde fracturado había quedado redondeado. Tanto en la cara lateral del pivote derecho como en la parte inferior central del lado delantero se apreciaba una abrasión más ligera.

Este compartimento auxiliar se fracturó totalmente y se separó de la estructura del fuselaje inferior en la última parte del recorrido del avión por el terreno (Figura 29.1). Parecía probable que el daño en el lado derecho del fuselaje inferior en la región del MEC, con la estructura desgarrada y fuertemente deformada hacia la derecha, había sido sobre todo causado por el paso del tren de morro y del compartimento auxiliar a través de esa zona después de desprenderse.

El tren de morro permanecía intacto y unido por sus «trunnion» a los restos del compartimento auxiliar. La pintura y la superficie metálica en partes de los actuadores de dirección habían sido erosionadas aparentemente por un proceso de tipo de impacto de partículas («particulate blasting»). El neumático izquierdo tenía un gran corte y apareció desinflado. El neumático derecho apareció inflado con 170 psig.

1.12.2.3. Mandos que discurren a lo largo del fuselaje

Los pasos de los cables de los mandos a través de las vigas del piso habían sido dañados, con poleas de guía dañadas y cables atascados o cortados como se describe a continuación:

Sistema	Designación y daño en el cable
Timón de dirección	RA y RB intactos en el fuselaje delantero
Alerón	A1B cortado en Sta 390
Alerón	A2B cortado en Sta 350
Timón de profundidad (Sistema 2)	E2B severamente deformado y parcialmente cortado en Sta 300
Flaps	WFA cortado en Sta 350
Flaps	WFB cortado en Sta 350
Frenos	LGB4A cortado en Sta 350
Motor N.º 1	TLA intacto desde la polea delantera hasta la polea en el soporte del motor
Motor N.º 1	TLB cortado en Sta 377
Motor N.º 2	TRA intacto desde la polea delantera hasta la polea en el soporte del motor
Motor N.º 2	TRB cortado en Sta 304

Dada la deformación y los posibles efectos de las roturas del fuselaje, las estaciones indicadas en la tabla anterior para los diversos daños son aproximadas. Sin embargo, el daño a los cables era particularmente notable en la región de fuerte daño a las vigas del piso encima de la estructura de soporte del tren de morro (Figura 27.2). Las evidencias sugerían con gran probabilidad que los cables habían sido dañados por impacto del compartimento auxiliar, y posiblemente del compartimento de las ruedas, bien directamente o bien por deformación de las vigas del piso a través de las cuales pasaban los cables (Figura 28). Parecía bastante posible que la interferencia con las vigas dañadas del piso hubiera atascado los cables de mando que permanecían intactos.

1.12.2.4. Tren principal de aterrizaje

En el tren principal izquierdo se encontraron rotos los fusibles de bloqueo lateral y de unión delantera («sidestay lock fuse» y «leg forward trunnion fuse»), lo que era consistente con los efectos de sobrecarga hacia atrás en el carretón. El fallo no era totalmente coherente con el objetivo del diseño, pero no hubo daño al cajón de torsión del ala. El tren se había desplazado a la derecha y quedó detenido debajo del fuselaje, con el carretón empotrado en la bodega de carga trasera. No se encontraron síntomas de bloqueo y deslizamiento de las ruedas o de hidroplaneo.

En el caso del tren derecho, la viga trasera de soporte se había roto a flexión, de un modo consistente con los efectos de una sobrecarga hacia arriba aplicada en la unión trasera. Una parte rota de la viga se encontró en el extradós del plano derecho. La unión trasera y la parte interior de la viga habían sido empujadas hacia arriba, a través de los paneles del borde de salida del ala, y esto provocó aparentemente la rotura del cojinete de la unión delantera. El fusible del bloqueo lateral había fallado. Los fusibles de la unión delantera aparecían intactos, pero no se produjo daño al cajón de torsión del ala. Parecía que los fallos habían sido causados por una sobrecarga hacia arriba y hacia la derecha en el carretón del tren.

El fabricante del avión calculó, basándose en los datos del DFDR, que el amortiguador del tren derecho habría estado completamente comprimido en la segunda toma de tierra, inmediatamente antes del final de la grabación del DFDR. Después del fallo de sus soportes, el tren derecho se desplazó un poco hacia atrás y quedó detenido con un cierto ángulo justo detrás de la raíz del borde de salida del ala, dañando el flap interior (Figura 29.3).

Por tanto, ninguno de los fallos del tren estaba completamente de acuerdo con el objetivo del diseño del tren. Como esto era de interés para el fabricante de la aeronave aunque no se consideraba de interés primordial para la investigación, se acordó que el representante de tren de aterrizaje del fabricante llevaría a cabo la investigación detallada y el informe de los modos de fallo del tren. Dicho informe se remitió al equipo investigador.

Las evidencias indicaban que el paso sobre el montículo causó el fallo del soporte de arrastre del tren izquierdo y también pudo iniciar el fallo del tren derecho y/o su estructura de soporte. Ambos trenes chocaron después fuertemente con el terreno cuando el avión tomó tierra en el campo y ambas patas fallaron completamente en ese punto. Todos los fallos eran consistentes con los efectos de cargas excesivas verticales y/o horizontales.

1.12.2.5. Motores

Ambas góndolas se encontraron a trozos en la última parte del recorrido por el terreno, de un modo consistente con su desprendimiento como resultado del impacto con la valla y/o el suelo después del colapso del tren principal. Ambos motores habían sido desgarrados de sus soportes claramente durante el deslizamiento del avión por el campo, de modo que quedaron detenidos algunos metros detrás del avión. Los soportes alares o pilones («pylon») quedaron sujetos al ala. Ambos motores sufrieron fuertes daños externos. No fue posible realizar una inspección profunda.

Se pudieron identificar cuatro de los seis actuadores de la reversa de empuje que mueven los capots del motor N.º 1 y cinco del motor N.º 2. Todos fueron encontrados totalmente retraídos y su estado indicaba que era improbable que hubieran sido movidos a esa posición debido a las fuerzas del impacto. Por lo tanto, las evidencias disponibles indicaban que ambas reversas habían estado en la posición de empuje hacia delante (es decir, reversa no activada). La deformación de los álabes del fan y daños en el borde de ataque mostraban que el fan de ambos motores había estado girando en el momento de choque de los motores con el suelo. Las trazas sugerían que el fan del motor N.º 1 había estado probablemente girando a relativamente alta velocidad y el fan del motor N.º 2 a una velocidad intermedia.

La FMU de cada motor fue examinada en detalle en las instalaciones de su fabricante bajo el control de un miembro del equipo de investigación con la idea de cuantificar las selecciones de empuje en el momento de la toma de tierra en el campo. Las unidades eran resistentes y la inspección determinó que habían recibido una carga de impacto insuficiente para producir marcas apreciables. Estaba claro que las selecciones de empuje probablemente habían sido alteradas durante el desprendimiento del motor y no se pudieron alcanzar conclusiones fiables sobre el estado de las FMU en el momento de la toma de tierra sobre el campo.

1.12.2.6. Ala

El ala permanecía sustancialmente intacta, aunque tenía daños importantes de carácter local. Había algunos signos de que la punta del plano izquierdo había contactado con

el suelo, pero sin producir daños apreciables. La mayoría de los flaps y de los slats habían sufrido daños de impacto, que eran coherentes con golpes en los árboles y posiblemente impactos de piezas desprendidas del avión. Algunos de los dispositivos hipersustentadores habían sido parcialmente desgarrados, y los que permanecían en posición parecían estar totalmente desplegados. Los bordes de salida de los flaps generalmente no sufrieron daños importantes; todos fueron encontrados desplegados a aproximadamente 30°.

Todos los paneles de los spoilers se encontraron totalmente retraídos. Al parecer era normal que algunos de los expoliadores se retrajeran por acción de la gravedad tras la pérdida de presión hidráulica, pero no que todos ellos lo hicieran. Los paneles estaban en general sin daño, lo que sugería que habían estado retraídos en el momento en el que el avión golpeó los árboles y durante el arrastre por el terreno del campo.

Los cajones de torsión del ala estaban generalmente sin daños, aunque una zona de la cara inferior del cajón izquierdo hacia el interior del motor N.º 1 había sido fuertemente deformada, con grandes fracturas en el recubrimiento. Parecía que el daño, que penetraba directamente en la cara inferior del depósito izquierdo de combustible, había sido causado por impacto con el motor N.º 1 después de su desprendimiento.

1.12.2.7. Cabina de pasajeros

La cabina había quedado en general intacta, pero con grandes deformaciones locales en la zona de las dos roturas del fuselaje (Figura 30). Habían quedado afectados el piso de la cabina, las butacas de pasajeros, los maleteros para equipaje de mano, los paneles del techo y un monitor de televisión.

El piso de la cabina no estaba muy deformado en la zona de la rotura delantera del fuselaje, pero las vigas del piso entre las filas de butacas 5 a 7 estaban fracturadas en el lado izquierdo, aparentemente debido a deformación local de la parte lateral inferior del fuselaje, y los paneles de piso asociados estaban apreciablemente distorsionados. Esto creó una pendiente en el piso y áreas de discontinuidad y mayor flexibilidad del piso, pero no supuso una invasión significativa del espacio de la cabina. Sí parecía haber contribuido a que se soltaran una serie de sujeciones de filas de butacas. En la zona de la rotura trasera de la cabina el piso sufrió pliegues por pandeo local y la viga del piso en la Sta 1.200 se desplazó hacia arriba. Esto creó un pronunciado desnivel lateral, de aproximadamente 20 in de altura a la izquierda y 2 in de altura a la derecha, desplazando fuertemente las filas de butacas de la zona y causando el desprendimiento de algunas de ellas (Figura 31.3). La línea de alimentación de combustible a la APU, recubierta de aislante y que discurría a través de cor-

tes en las vigas del piso, estaba dañada pero aparentemente no se había roto ni perforado.

El desplazamiento relativo de las tres secciones del fuselaje, en combinación con la deformación, produjo los siguientes ángulos totales del piso con respecto a la horizontal:

Sección de cabina	Ángulo de cabeceo	Ángulo de alabeo
Delantera. Lado de delante	2° morro arriba	16° a la izquierda
Delantera. Lado trasero	2° morro abajo	8° a la izquierda
Central	2° morro abajo	8° a la izquierda
Trasera	2° morro arriba	13° a la izquierda

Muchas de las filas de butacas a lo largo de las tres secciones de cabina estaban distorsionadas, con las estructuras de las patas deformadas a la izquierda formando paralelogramos, debido claramente a las cargas inerciales de deceleración. Las filas de butacas de la derecha resultaron afectadas de un modo especial (Figura 31.2), consistente con el hecho de que la mayoría de las butacas de la izquierda había sido sujetadas por la pared lateral del fuselaje. La distorsión hacia la izquierda de las butacas de la izquierda (en las filas 7L y 8L) había ocurrido también donde la pared lateral del fuselaje se había deformado hacia fuera. La carga lateral no produjo aparentemente fuertes daños estructurales a las butacas, toda vez que las filas fuertemente dañadas y desprendidas estaban todas en las zonas con daño en el piso.

El daño al piso en la cabina delantera asociado a la rotura delantera y deformación del fuselaje causó la rotura y separación del piso de una serie de sujeciones o partes de los raíles, en las filas de butacas 4L a 10L, aunque ninguna de las filas se desprendió totalmente. En el lado derecho, cuatro filas quedaron fuertemente dañadas y dos de ellas se desprendieron totalmente. En la rotura trasera del fuselaje se desprendieron del piso cuatro filas de butacas (filas 28L, 28R, 29L y 29R), que quedaron en general en su posición normal. La fila 29L había sido embutida contra la pared delantera de un aseo situado inmediatamente detrás de ella, y las filas 27L, 28L y 29L habían sido comprimidas unas contra otras debido al efecto local de acordeón del lado izquierdo de la cabina.

Diversos maleteros superiores quedaron desplazados, debido a una combinación de rotura de las barras de sujeción al fuselaje y desprendimiento de las pletinas de sujeción de los maleteros a las barras. Las sujeciones traseras del maletero de las filas 8L/9L fallaron y el extremo trasero del maletero cayó hasta quedar 15 cm (6 in) por encima de los respaldos de las butacas, y el maletero de las filas 10L/11L se desprendió totalmente y se encontró apoyado en el piso del pasillo. También fallaron las sujeciones delanteras o traseras de los maleteros de las filas 8R/9R, 10R, 25/26L, 28/29R y

30R. Ninguno de los maleteros se desplazó de modo apreciable, aunque la puerta del maletero 8/9R se desprendió y se encontró caída en el pasillo. El restante daño a los maleteros era consistente con los efectos de las roturas del fuselaje y la correspondiente deformación.

Un número apreciable de unidades de servicio de los pasajeros (PSU) quedaron desplazadas. En la mayoría de los casos las máscaras de oxígeno asociadas se desplegaron y estaban colgando. Se encontraron diecinueve PSU con los cierres abiertos y con la puerta colgando hasta donde permitían sus cintas de sujeción. En uno de los casos (fila 9 R) una de las bisagras de materiales compuestos se había roto y la PSU aparecía colgando sujeta por la otra bisagra y por la cinta, con su esquina caída unos 56 cm (22 in). En otros tres casos (filas 27R, 30R y 41R) ambas bisagras se habían roto y el PSU quedaba colgando de la cinta, con el extremo inferior situado a unos 84 cm (33 in) de su posición normal. Adicionalmente, aproximadamente el 15% de las bandejas de los respaldos de los asientos se encontraron caídas.

El mobiliario de la cabina generalmente permanecía en posición, aunque algunos elementos en las zonas de las roturas del fuselaje habían sido desplazados. Cerca de la rotura delantera se había desconectado en la fila 5 el conducto de aire acondicionado que discurre sobre el pasillo y su extremo cayó hasta quedar a unos 38 cm (15 in) encima de los respaldos de los asientos. El monitor de vídeo montado sobre el conducto se desprendió parcialmente y cayó sobre el borde superior del respaldo de la butaca 6R (Figura 31.1). Varios paneles de techo en la zona se desplazaron y/o se desprendieron. En la rotura trasera del fuselaje la puerta del aseo más retrasado se había desprendido y se la encontró en la cabina trasera. Un panel de techo de la línea central del fuselaje había caído 13 cm (5 in) sujeto por su tirador.

Además, la batería del letrero de salida del pasillo situado justo delante de la puerta 3 se desprendió y se encontró colgando de su cable en la fila de butacas 30R. La batería, que pesaba 2 kg, cayó hasta unos 69 cm (27 in) por debajo del nivel de las tapas de las PSU. La batería similar del letrero de salida de la puerta 3R también se desprendió y fue encontrada colgando de su cable frente a la puerta 53 cm (21 in) por debajo del techo.

Las pruebas del equipo portátil de seguridad y de emergencia indicaban que los elementos previstos habían estado en su lugar y funcionaban. Todos los asientos de la tripulación de cabina se encontraron plegados.

1.12.2.8. Puertas y rampas de evacuación

La inspección de las puertas de cabina y de las rampas de evacuación mostró la siguiente situación:

N°	Puerta	Rampa
L1	Se encontró completamente abierta con la botella de asistencia a la apertura descargada	Caída 0,6 m hacia el suelo, no inflada
R1	Se encontró ligeramente abierta. Un ligero movimiento adicional de apertura hizo que la botella de asistencia a la apertura se disparase y la puerta se abriese completamente	Se encontró armada y no desplegada
L2	Se encontró completamente abierta	Inflada
R2	Se encontró completamente abierta	Inflada
L3	Se encontró cerrada. La fuerza necesaria para abrir completamente la palanca generalmente era 50 lb, y ocasionalmente 100 lb	Se encontró armada y no desplegada
R3	Se encontró completamente abierta	Inflada
L4	Se encontró completamente abierta	Caída 0,6 m hacia el suelo, no inflada
R4	Se encontró ligeramente abierta con la botella de asistencia a la apertura descargada	Encontrada armada y no desplegada

Por tanto, cinco de las ocho puertas se encontraron abiertas. La operación manual de cada puerta de cabina fue probada durante la investigación. La fuerza para mover la palanca estaba en general en el rango de 40 a 129 Nw (9 a 29 lb), con la excepción de la puerta 3L (ver tabla arriba). Las cargas para abrir las puertas del lado derecho eran relativamente altas como resultado del alabeo a la izquierda del fuselaje. La operación de esas puertas por una sola persona sin asistencia a la apertura era muy difícil, o imposible en algunos casos, debido a la dificultad de conseguir un buen agarre sobre la moqueta del piso. No se encontraron otros problemas con las fuerzas en palanca o apertura o cierre de las puertas excepto para la puerta L3. La inspección indicó que las fuerzas excesivas en palanca eran consistentes con los efectos de una ligera deformación del fuselaje en la zona del marco de la puerta debidos al daño por compresión en el lado izquierdo de la rotura trasera del fuselaje.

Las cinco rampas asociadas a las puertas abiertas se desplegaron. Tres de ellas se inflaron pero, con el fuselaje del avión sobre el suelo, permanecieron con un ángulo muy poco pronunciado. Las otras dos no se inflaron porque no cayeron lo suficientemente lejos como para operar la cinta de inflado automático.

1.12.2.9. Cabina de vuelo

La cabina de vuelo permanecía sin daño, con la excepción de fracturas y deformaciones del piso del lado derecho y alguna deformación del piso en la parte trasera. El lado derecho del piso debajo del asiento del copiloto se había desplazado unos 13 cm (5 in) hacia abajo y las dos sujeciones traseras del asiento habían fallado y se habían desprendido del piso, de modo coherente con los efectos del daño en el piso. El asiento se encontró desplazado hacia delante, pero permanecía en posición vertical hacia arriba.

Se encontraron evidencias de que el piloto al mando se había golpeado con la cabeza en el recubrimiento interior del marco lateral izquierdo del parabrisas izquierdo (Figura 32.1). El recubrimiento parecía ser una delgada capa de plástico rígido aplicada directamente a la estructura con poco o ningún acolchado.

Se encontró una botella de agua potable de 1 l junto al pedal derecho del puesto de piloto al mando (Figura 32.2) y la maleta de vuelo de un tripulante se encontró suelta en el piso de la cabina de vuelo. No se identificó ninguna zona segura de almacenamiento adecuada para estos elementos en la cabina de vuelo.

Las posiciones de mandos y controles e indicaciones de instrumentos de posible interés se encontraron del siguiente modo:

Mando/Control/Instrumento	Izquierdo	Derecho
Selector de correas de hombros en el asiento del piloto	Bloqueado	Bloqueado
Puntero del anemómetro (kt)	<60	143
Indicador digital de velocidad aerodinámica (kt)	0	143
Calado del altímetro (mb)	1.012	1.012,5
Calado del altímetro de reserva (mb)	1.012	
Selector de flap	30	
Palanca de aerofrenos	Armados	
Selector de luces de aterrizaje	Ambos On	
Selector de «Runway Turnoff Light»	Ambos On	
Selector de luz del tren de morro	On	
Selector de limpiaparabrisas	Rápido («High»)	
Selector de iluminación de emergencia	Armado/bajo guarda	
Panel de techo de cortacircuitos («circuit breakers», CB)	12 CB saltados	
Panel trasero derecho de cortacircuitos (CB)	3 CB saltados	

1.12.2.10. Unidades electrónicas

Algunas unidades electrónicas del MEC sobrevivieron al accidente relativamente indemnes. Las siguientes unidades fueron enviadas a sus fabricantes para intentar recuperar datos de sus memorias electrónicas y obtener así información sobre el comportamiento del avión después de que el DFDR dejó de grabar:

EICAS («Engine Indicating & Crew Alerting System Computer»)	2 unidades
FMC («Flight Management Computer»)	2 unidades
GCU («Generator Control Unit»)	2 unidades
APU GCU («Auxiliary Power Unit Generator Control Unit»)	1 unidad
BPCU («Busbar Power Control Unit»)	1 unidad
EFISSG («Electronic Flight Indication System Symbol Generator»)	3 unidades

Se recibió información de que en general las unidades no disponían de memoria no-volátil sin daño y no se obtuvieron datos del vuelo.

1.13. Información médica y patológica

Un total de 44 personas, incluyendo al piloto al mando, recibieron tratamiento médico en hospital. No pudo obtenerse del hospital información sobre las heridas sufridas por los pasajeros y la tripulación.

Un pasajero que fue trasladado al hospital, inicialmente con aparentes lesiones leves y dado de alta al día siguiente, falleció cinco días más tarde. Las evidencias médicas indicaron que la muerte había resultado de lesiones internas a las cuales podía haber sido más susceptible debido a su estado de salud previo al accidente.

El piloto al mando sufrió un breve período de pérdida de consciencia durante el accidente, poco después de que el avión se saliera de la pista. Sufrió un golpe en la cabeza que correspondía con signos visibles de impacto contra el marco delantero del parabrisas izquierdo.

Dos meses después del accidente el piloto al mando fue sometido a un examen oftalmológico, que mostró que no había anomalías que pudieran haber provocado una pérdida repentina de referencias visuales, y el informe concluyó que la pérdida de esas referencias que fue descrita por el piloto durante el accidente no era el resultado de ninguna enfermedad que afectase a su campo de visión.

1.14. Incendio

Los restos de la aeronave no se incendiaron.

1.15. Supervivencia

1.15.1. Accidente

Los tripulantes de cabina de pasajeros fueron entrevistados en la semana siguiente al accidente y una semana después se enviaron cuestionarios a todos los pasajeros. Se recibieron respuestas de aproximadamente 160 de los pasajeros que iban a bordo.

La primera toma del avión fue descrita como un aterrizaje duro que fue seguido por un segundo y mucho más duro impacto que causó el colapso del tren de morro, a la vez que se abrían algunos maleteros de cabina y unidades de soporte de pasajeros. Las luces principales del interior de la cabina fallaron en la segunda toma, pero al parecer las luces de emergencia se iluminaron de inmediato en todas las secciones de la cabina. La evolución del avión por la pista y por la zona de hierba fue acompañada por unas sacudidas laterales que iban en aumento y que algunos pasajeros consideraron que causaron heridas leves como magulladuras, contusiones y torceduras o esguinces. Algunos pasajeros y tripulantes de cabina informaron de que habían sido lanzados hacia arriba contra sus cinturones de seguridad durante el recorrido en tierra, en algunos casos provocando golpes con los equipos del techo de la cabina, aunque aparentemente sin provocar heridas graves.

El avión fue impulsado hacia arriba por el montículo de tierra en el perímetro del aeropuerto, lo que causó que algunos pasajeros y tripulantes de cabina fueran lanzados hacia arriba en sus asientos con algunos informes de golpes de la cabeza con la estructura del techo, aunque ninguno revistió gravedad.

Después se produjo un fuerte impacto con el suelo y una deceleración longitudinal elevada, y con una aceleración lateral creciente, sobre todo en la cabina delantera, según giraba el fuselaje a la derecha.

Cuando finalmente el avión se detuvo, había ocurrido una deformación considerable en el piso y en las butacas en las zonas de las roturas del fuselaje y en la cabina de vuelo. El avión estaba aproximadamente nivelado delante y atrás, pero tenía diferentes ángulos de alabeo en las diferentes secciones de la cabina. Algunas sujeciones de los maleteros de cabina se habían desplazado.

Todos los pasajeros permanecieron conscientes y no sufrieron heridas que les incapacitaran. Algunos pasajeros tuvieron que ser liberados en la zona de las roturas de cabina donde los asientos habían sido forzados unos contra otros o donde la estructura del techo se había aplastado contra ellos.

1.15.2. *Evacuación*

En el exterior estaba oscuro y llovía fuertemente. La evacuación comenzó con la iluminación del sistema de emergencia, y algunos pasajeros necesitaron asistencia de la tripulación y de otros pasajeros en las zonas deformadas alrededor de las roturas del fuselaje. Los tripulantes de cabina tuvieron dificultades para abrir algunas de las puertas y fueron ayudados por pasajeros. Hubo que quitar equipaje de mano de algunas zonas del piso para permitir la apertura de las puertas. Las salidas de emergencia L3 y la puerta de servicio R4 no pudieron ser abiertas y la puerta R1 fue abierta sólo parcialmente (ver Figura 26.1). Las rampas de evacuación L2, R2 y R3 se inflaron. Los pasajeros que

usaron esas rampas quedaron apretujados con los que se encontraban delante de ellos debido a que las rampas estaban casi niveladas. Las rampas se llenaron rápidamente de agua de la fuerte lluvia añadiendo dificultad al movimiento de los pasajeros para alejarse del avión. En las puertas L1 y L4 la asistencia a la apertura funcionó y las rampas se desplegaron, pero la caída hacia el suelo fue insuficiente como para hacer que se inflaran. Los pasajeros saltaron al suelo o a las rampas que estaban unos 30 o 46 cm (12-18 in) debajo del umbral de la puerta.

Pese a las dificultades encontradas, las informaciones recogidas de los pasajeros y los tripulantes de cabina indicaron que el avión había sido evacuado rápidamente y sin asistencia externa. Las salidas usadas por los pasajeros relativas a las butacas que ocupaban se muestran en la Figura 30.

El avión se había detenido en un campo muy embarrado que hizo que muchas personas se hundieran hasta los tobillos perdiendo el calzado y en algunos casos que quedarán atascadas sin poder moverse hasta que recibieron asistencia. La iluminación del lugar se recibía sobre todo de los destellos de los rayos y la huida del campo estaba restringida debido a la valla perimetral y a una línea de árboles. Aparte de algunas linternas de emergencia, ningún otro equipo portátil de emergencia fue bajado del avión. La tripulación indicó que no tuvieron tiempo suficiente para recoger ese equipo durante la evacuación.

1.15.3. *Búsqueda y salvamento*

Los servicios de rescate tuvieron dificultades para localizar los restos de la aeronave y, cuando lo hicieron, encontraron el acceso a los mismos imposibilitado por la parte de la valla que no estaba rota y por las condiciones del campo. Se recogieron informaciones de que al menos un pasajero llegó por sus propios medios al edificio terminal antes de que se efectuara el rescate.

Las dificultades del Servicio de Extinción de Incendios (SEI) del aeropuerto para localizar los restos del avión se debieron a la lluvia torrencial y a las interrupciones en el suministro eléctrico. A las 21:48 h el controlador confirmó la alarma e informó por línea telefónica dedicada al SEI de que el avión se había estrellado al sur del campo, y añadió que no lo veía pero se debía encontrar al sur, al final de la pista. Los vehículos salieron hacia la zona, pero no se pudo localizar el avión en ese momento.

Los registros y testimonios obtenidos indican que la secuencia de actuaciones fue la siguiente:

A las 21:54 h los bomberos confirman que se encuentran en la cabecera 02.

A las 21:55 confirman a torre que no ven el avión y se dirigen por la pista a la cabecera 20.

A las 21:56 h, tras comunicar con torre y confirmar la cabecera de aterrizaje de la aeronave, los vehículos vuelven al final de la pista 20. Continúan sin localizar a la aeronave y deciden salir de pista hacia el oeste cruzando la franja hasta el camino perimetral. Algunos vehículos se atascan en la franja y retroceden sin alcanzar el camino.

A las 22:03 los vehículos consiguen llegar al camino de circunvalación al oeste de la pista. Siguen sin poder localizar los restos de la aeronave.

Antes de la localización de la aeronave uno de los pasajeros del vuelo BAL 226A llegó a pie hasta la terminal y proporcionó información para la localización de la aeronave.

A las 22:06 h confirman a torre la localización del fuselaje de la aeronave. Seguidamente comunican la posición del mismo.

A las 22:10 h los vehículos de salvamento llegan a la valla perimetral en el punto más cercano al avión. Les lleva unos minutos, posiblemente entre 5 y 10, el superar esa valla que aún les separa de los pasajeros y la aeronave,

A las 22:15 minutos se produjo la llegada al aeropuerto de ayuda exterior para combatir la emergencia.

A las 22:20 h los bomberos habían llegado a los restos de la aeronave y rociaban los restos con espuma.

El controlador hizo un llamamiento en frecuencia de torre solicitando la ayuda de enfermeros, doctores y de cualquier persona a bordo de las aeronaves en plataforma, con indicación de dirigirse a la oficina ATS del terminal.

Testimonios recogidos indican que se produjo desconcierto y problemas de comunicación para la primera atención de heridos y para la evacuación de los pasajeros.

A las 22:35 h se produjo la primera salida de ambulancias con heridos hacia el hospital. La recogida y traslado de los pasajeros ilesos se realizó con la ayuda de autobuses. A las 23:00 h finalizó el traslado de los pasajeros a la sala de accidentados del terminal del aeropuerto.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Inspección del tren de aterrizaje

Las tres patas del tren de aterrizaje de la aeronave se examinaron con la intención de determinar la magnitud de los impactos del G-BYAG con la pista, a la vista de la corrupción de algunos datos del DFDR en el momento del segundo contacto con la pista y el

cese de grabación poco después. Las patas se llevaron a un centro de mantenimiento para intentar establecer, para cada lado del tren principal, si la cabeza del pistón había contactado con la base del cilindro y la profundidad de las posibles marcas.

Ambos pistones mostraban signos de fuertes cargas de compresión y flexión. En el caso del tren derecho, la deformación del pistón y del cilindro impedía su separación. Se intentó una inspección interna con boroscopio, pero no se pudieron conseguir indicaciones del estado de la pata, y los especialistas indicaron que debido al grosor de la pared del cilindro no sería posible obtener resultados útiles de radiografías con rayos X. La deformación del conjunto de la pata izquierda era similar y se decidió no cortar y seccionar los cilindros.

1.16.2. *Simulación del vuelo*

Se realizó una evaluación de las etapas finales de la aproximación y aterrizaje en un simulador de B757 de Britannia Airways en el Aeropuerto de Luton, en el Reino Unido. Los objetivos eran estimar los aspectos visuales del aterrizaje usando una selección de parámetros extraídos de los datos del DFDR. En particular, se tenía la intención de evaluar la perspectiva de la pista después de un apagado de las luces de pista, por debajo de 150 ft AGL, para comprender mejor las acciones de la tripulación. Los detalles de esta evaluación están incluidos en el Apéndice C.

1.16.3. *Velocidad de la aeronave calculada*

Las huellas en el margen derecho de la pista dejadas por la pata derecha del tren de aterrizaje mostraban claramente que el carretón de esta pata comenzó a sufrir una oscilación vertical de amplitud significativa después de abandonar la zona asfaltada de pista. La aeronave abandonó la superficie asfaltada de la pista 20 cuando había recorrido 1.000 metros desde el segundo impacto con la pista.

El fabricante informó que se habían producido casos anteriores de esta oscilación vertical por las patas del tren principal rodando sobre el suelo. Esto se había producido generalmente durante la operación en superficies de pista desiguales o con muchas irregularidades. Como esta condición se creyó relacionada con el excesivo juego del eje de giro de la pata, el fabricante había investigado con detalle y había efectuado pruebas. De éstas el fabricante concluyó que la frecuencia natural de oscilación del carretón era teóricamente independiente de la elasticidad del terreno, de la carga sobre el tren de aterrizaje y estaba en el rango de 16 a 17 Hz. Sin embargo, esas investigaciones consideraban sólo trenes de aterrizaje intactos que rodaban sobre superficies pavimentadas de asfalto u hormigón. El fabricante más tarde consideró que diferencias significativas en presión de neumáticos o tipo de superficie del suelo producirían una importante discrepancia en la frecuencia natural de cabeceo del carretón del tren principal.

Las mediciones sobre las huellas en el margen de la pista de Girona sobre una longitud de 27 ciclos dieron que la longitud de las ondas estaba en el rango de 4,6 a 5,8 m (15 a 19 pies), con un valor medio de 5,3 m (17,3 pies). La mayor parte de las diferencias entre los valores medidos fue debido a la dificultad de definir la posición exacta de los picos de las ondas y, por tanto, el valor medio elimina parte del error. No obstante, el intervalo completo de valores se considera en los cálculos de los intervalos de velocidad sobre el terreno correspondiente a las frecuencias y longitudes de onda indicadas:

	Frecuencia de los ciclos calculada (Hz)	Longitud de onda medida (pies)	Velocidad sobre el terreno calculada (kt)
Valor mínimo	16	15	142
Valor medio	16,5	17,3	169
Valor máximo	17	19	191

El fabricante de la aeronave informó posteriormente que, para este accidente, se habrían producido importantes diferencias en frecuencia (y, por lo tanto, en velocidad sobre el terreno calculada) si los neumáticos estaban desinflados (bastante probable tras la segunda toma de tierra según el fabricante) o si estaban rodando sobre una superficie muy blanda como la que se encontró cuando el avión abandonó la pista. Además, el fabricante consideraba que es posible que las marcas notadas en el terreno se debieran a movimiento de avance/retroceso del tren («gear walk»).

Por todo ello, Boeing no creía que se pudiera calcular una velocidad sobre el terreno con ninguna exactitud usando las marcas dejadas en el terreno por el tren principal derecho. Su conclusión era que las evidencias sugerían que el avión abandonó la superficie asfaltada con una velocidad relativamente alta y que, en ausencia de datos grabados en el DFDR, el cálculo de la velocidad sobre el terreno implicaría usar demasiadas variables desconocidas para conseguir un cierto grado de exactitud.

1.16.4. *Cargas sobre el tren en la toma de tierra*

El fabricante de la aeronave, basándose en los datos grabados en el DFDR, estimó que en el primer impacto con la superficie de pista se produjo a un régimen de descenso de 14 pies/seg (840 ft/min), lo cual representa una toma dura severa. No obstante, a pesar de que la energía asociada superó los requerimientos de carga última de FAR 25.303 y 25.473, el fabricante opinaba que no se produjo un daño significativo en las patas de morro ni en las del tren principal.

La estimación de régimen de descenso en el segundo impacto con la pista fue de 22 pies/seg (1.320 ft/min) en la pata de morro y de 16 pies/seg (960 ft/min) en la pata

derecha principal. El fabricante consideró que este hecho habría inducido cargas sobre la pata de morro mucho mayores que la carga última de rotura de la estructura soporte de la pata de morro y que fácilmente podrían haber causado importantes desplazamientos de la pata de morro, y el compartimento auxiliar o «doghouse». Estos fallos habrían sido incrementados por las cargas inducidas en la pata de morro por el ángulo de alabeo de la aeronave en ese segundo contacto. Además, indicaron que el régimen de descenso estimado habría causado que el amortiguador de la pata derecha llegara al extremo de su tope y las cargas en la pata y su estructura soporte probablemente excediese los valores de carga última, causando posiblemente la rotura del travesaño de apoyo.

1.17. Información orgánica y de dirección

1.17.1. Procedimientos del operador

Britannia Airways comenzó sus operaciones en 1962, en el mercado de vuelos charter vacacionales. En el momento del accidente, la línea aérea operaba una flota de aeronaves Boeing 757 y 767.

El Manual de Operaciones («Operations Manual» o MO) de la compañía tenía el formato de JAR-OPS 1 y la compañía operaba de acuerdo a los Requisitos Conjuntos de Aviación («Joint Aviation Requirements», JAR) y a su Certificado de Operador Aéreo (AOC). Las limitaciones de tiempo de vuelo usadas por la compañía cumplían con los requisitos establecidos en la «Civil Aviation Publication» (CAP) 371 del Reino Unido. La programación de tripulaciones se realizaba con un sistema de cuadrantes computerizado.

Se examinaron los procedimientos operacionales del Operador reflejados en su Manual de Operaciones (MO) y a continuación se enumeran algunos aspectos que se consideran de posible relevancia en el accidente.

1.17.1.1. Procedimientos de aproximación instrumental

Entre los requisitos establecidos por el operador para comenzar y continuar una aproximación instrumental desde el «fijo de aproximación inicial» (IAP) están los siguientes:

- «La tripulación completará una instrucción estándar, “briefing”, para el descenso, aproximación y aterrizaje.»
- «Antes de comenzar una aproximación para aterrizar, el comandante se deberá asegurar de que las condiciones meteorológicas en el aeropuerto y el estado de la pista para el aterrizaje no impedirán una aproximación, aterrizaje o frustrada segura de acuerdo con las performances incluidas en el Manual de Operaciones de Britannia.»

Se especifican en forma tabular las restricciones de operación como consecuencia de fallos o degradaciones de los equipos de tierra: «Si el fallo ocurriera después de pasar la baliza exterior o posición equivalente, no hay tiempo para consultar las tablas y se puede continuar la aproximación a discreción del comandante, pero cuando haya la más mínima duda, la aproximación se debe interrumpir.»

En el caso de fallo de las luces de aproximación, debe remitirse a los requisitos de visibilidad establecidos en la ficha específica (en el caso de Girona, un mínimo de 1.200 metros). Se enumeran las circunstancias que durante una aproximación de No Precisión y CAT I nocturna no permiten la aproximación: fallo de todo el sistema de luces de pista y fallo de luces de borde de pista.

1.17.1.2. Instrucciones de aproximación

Se define que el objeto del «briefing» es asegurarse de que ambos pilotos están al tanto y de acuerdo con el plan de acción propuesto. Generalmente es presentado por el PF. No es necesario reiterar los procedimientos estándar (SOP). Sin embargo, cualquier requisito especial o factor inusual debe incluirse. Esto produce un entorno en el que el PNF puede desarrollar su tarea primaria de vigilar el vuelo con la mayor eficiencia. Si el receptor del «briefing» no está seguro de las intenciones al respecto, se asegurará de que todos los puntos se clarifican antes de actuar.

Se incluyen los aspectos mínimos que se deben abordar en el «briefing» de descenso, aproximación y aterrizaje. También en el «briefing» de desvío al alternativo cuando se contemple esta posibilidad.

1.17.1.3. Procedimientos de coordinación de la tripulación

Se establece que los comandantes efectuarán el aterrizaje cuando la superficie de la pista esté encharcada, y también que el comandante tomará los mandos siempre que se desestabilice la aproximación por debajo de 500 pies, bien sea para efectuar un motor y al aire o para completar un aterrizaje seguro.

En descenso se establece que el mando de aerofrenos se opere siempre por el piloto sentado a la izquierda y, mientras los aerofrenos estén en uso, el piloto mantendrá su mano en el mando de éstos.

En el manual también se indica que «Se debe tener especial cuidado para evitar la tendencia a rotar hacia arriba el morro cuando se pasa a visual después de una aproximación instrumental, y después por ende a incrementar el régimen de descenso. Para evitarlo, las referencias a los instrumentos se deben mantener por el PNF, y si las

condiciones lo permiten, también por el PF. El PNF vigilará los instrumentos hasta la toma de tierra».

Los avisos de voz automáticos programados y escuchados en todas las aproximaciones son: «dos mil quinientos», «mil», «cincuenta», «cuarenta», «treinta», «veinte» y «diez».

Se recoge que altos regímenes de descenso próximos al terreno inhiben en el GPWS los avisos automáticos de voz de «cincuenta», «cuarenta», «treinta», «veinte» o «diez». Y se completa indicando que si un aviso automático de voz no se escuchara cuando se espera, el PNF deberá hacerlo en el momento apropiado. Si el aviso automático de altura de «cincuenta» no se escucha en una aproximación con aterrizaje manual, el PNF avisará de «treinta pies» a la vista de su radioaltímetro.

1.17.1.4. Aproximaciones estabilizadas

Se han encontrado varios procedimientos e instrucciones que concurren en el concepto de estabilización de las aproximaciones. No obstante, no se ha encontrado en el Manual de Operaciones referencia explícita, concreta y detallada que aborde el concepto de aproximación estabilizada en su conjunto. El operador informó que tenía bien desarrollado el concepto de «mantenerse en la ventana de aproximación» («Being in the Slot») que incorporaba la filosofía de la aproximación estabilizada.

Por ejemplo, se fija como referencia los 1.000 pies para estar «establecido» en aproximaciones instrumentales y 500 pies en todas las aproximaciones. El término «establecido» («established») se define como en configuración de aterrizaje, avión con velocidad correcta para esta fase, compensado y en la trayectoria de aproximación correcta.

1.17.1.5. Criterios de actuación con tormentas

Se especifica que la política de la compañía es evitar la actividad tormentosa siempre que sea posible. Se acepta volar a través de ellas cuando no sea posible otra acción alternativa, siempre y cuando las técnicas recomendadas sean empleadas. Las informaciones meteorológicas más actualizadas se utilizarán para planificar la ruta.

Entre los procedimientos recomendados se han extraído los más relacionados con el evento:

- En aproximación al área tormentosa, hacer caso omiso de la indicación de las radioayudas sometidas a la interferencia estática, por ejemplo ADF.
- En aterrizaje, mantenerse en espera alejado de la tormenta si ésta se encuentra encima del aeropuerto o aproximándose. Dirigirse al alternativo si es necesario.

- Evitar tormentas severas incluso al coste de desviarse a otro aeródromo o realizar un aterrizaje intermedio. Si es imposible evitarla, deben seguirse los procedimientos aquí incluidos.
- En cuanto al uso del radar meteorológico, se establecen varias recomendaciones como guía para los pilotos. Faltan, sin embargo, procedimientos e instrucciones de uso del radar, relativos al manejo del alcance, ángulo de la antena y cálculos de separación vertical con el eco en las distintas fases del vuelo.

1.17.1.6. Criterios de aproximación frustrada

Se establecen varios motivos para interrumpir una aproximación instrumental. Entre ellos están los siguientes: la referencia visual requerida no se consigue o no puede ser mantenida, se tienen dudas de la exactitud de cualquier indicación y un aterrizaje seguro no está garantizado porque el avión no está correctamente posicionado en la senda de descenso del ILS.

Se establece que en el caso de dos aproximaciones frustradas sucesivas debido a condiciones meteorológicas, no se puede efectuar una tercera para aterrizar, excepto en caso de emergencia u obtención de un informe de control aéreo donde se especifiquen mejoras en las condiciones para el aterrizaje.

1.17.1.7. Criterios para continuar la aproximación por debajo de la altitud/altura de decisión

Se demanda el mantenimiento de una referencia visual para continuar una aproximación instrumental por debajo de mínimos. La definición de «referencia visual» en el manual de la compañía es: esa sección de las ayudas de aproximación visual o del área de aproximación que debe mantenerse a la vista a la altura de decisión (DH o MDH) el tiempo suficiente para realizar una valoración de la posición del avión y el régimen de evolución de la misma, en relación con la trayectoria de vuelo deseada al objeto de continuar con seguridad la aproximación y aterrizar.

En relación con el uso del PAPI, se indica que por debajo de 200 pies su guía debe interpretarse con cautela en aproximación final. Estos sistemas no deberían usarse para proporcionar guía vertical. Sin embargo, pueden tener una aplicación limitada para confirmar la posición del avión en relación con la zona de contacto, y pueden proporcionar en algunas circunstancias un aviso somero de que el avión está por debajo de la trayectoria requerida.

1.17.1.8. Planificación del vuelo

Se establecen los requisitos mínimos de operación que debe reunir el aeropuerto de destino y alternativos en lo relativo a condiciones meteorológicas. Destacan dos aspectos operacionales:

En la planificación del vuelo, y para la selección de alternativo, sólo se considerará la calificación de pronosis PROB 40% o mayor.

«Antes de la selección de un alternativo al destino, los informes y/o pronósticos meteorológicos deben indicar que las condiciones serán iguales o superiores a los mínimos de planificación establecidos (en una tabla de la compañía) durante una hora antes y una hora después del tiempo estimado de llegada (ETA)». (Los mínimos de aproximación en la tabla para un aeródromo con una ayuda a la aproximación de categoría 1 son tener disponible el RVR y el techo de nubes mínimos de la aproximación de no precisión.)

1.17.1.9. Política de combustible

Los objetivos de la política de combustible son los siguientes:

- a) Una cantidad de combustible suficiente para el vuelo previsto con un margen de seguridad para las contingencias.
- b) La capacidad de alcance del avión se explota de modo completo.
- c) El transporte antieconómico de combustible se minimiza.

«El plan de vuelo operacional proporciona la cantidad correcta de combustible necesaria para completar con seguridad el vuelo en condiciones normales de operación. El combustible requerido en el plan de vuelo se redondea a los 100 kg más próximos por encima y se cargará en el avión a menos que el comandante identifique una buena razón operacional para transportar más combustible.»

El plan de vuelo incluye el combustible requerido para rodaje, crucero, contingencias en ruta de al menos el 5%, combustible de reserva final (30 minutos) y combustible para el alternativo.

«La compañía acepta que con esa política pueden requerirse paradas técnicas. Se prefiere esto al transporte frecuente de combustible en exceso del requerido por el plan de vuelo.»

El combustible de reserva final es el combustible necesario para volar durante 30 min a velocidad de espera sobre la elevación del aeródromo. El combustible para alternativo es aquel requerido desde «motor y al aire» en destino (teniendo en cuenta el procedimiento de aproximación frustrada), pasando por ascenso, crucero, descenso y procedimiento de aproximación, hasta la toma. El combustible extra se define como el transportado además del mínimo requerido, a discreción del comandante. Se cargará cuando exista una razón operacional o motivos económicos para ello.

En la política de combustible se considera la posibilidad de aterrizar en el destino con una cantidad de combustible menor que la reserva final más el combustible para alternativo en determinadas circunstancias a discreción del comandante.

El criterio para la selección de un alternativo es siempre el más cercano para planificación de combustible, a no ser que las circunstancias operacionales lo excluyan.

1.17.2. *Información sobre el operador aeroportuario*

El operador del Aeropuerto de Girona es el Ente Público Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea, AENA, tanto en el aspecto aeroportuario como en el de control del tránsito aéreo.

AENA tiene una política de apertura de sus instalaciones aeroportuarias con independencia de las condiciones meteorológicas. No considera, por ejemplo, que la presencia de tormentas sobre un aeropuerto pueda originar el cierre del mismo. La evaluación del riesgo operacional queda a criterio exclusivo del comandante de aeronave.

Los servicios de Salvamento y Extinción de Incendios, no están equipados con sistemas especiales de guía y localización de aeronaves en condiciones de visibilidad reducida.

Hay establecida conexión directa para intercambio de información y apoyo a la navegación aérea entre las dependencias de control y las Oficinas Meteorológicas de Aeropuertos (OMA).

Las emisiones de información meteorológica VOLMET no recogen de forma sistemática los mensajes SIGMET activos.

1.18. Información adicional

1.18.1. *Recopilación de testimonios*

Se obtuvieron testimonios de varias personas que se encontraban en el aeropuerto cuando ocurrió el evento: un miembro del cuerpo de seguridad del aeropuerto, un comandante y un pasajero de una aeronave estacionada en plataforma, y una persona ubicada en un local en el exterior del aeropuerto.

Esta información recogida se ha agrupado en un intento de esclarecer algunos aspectos relacionados directamente con el desarrollo del evento y rescate y salvamento posterior. Sin embargo, hay diversas discrepancias entre los testimonios de los testigos.

1.18.1.1. Trayectoria e impacto de la aeronave en la pista

Un testigo recordaba haber visto chispas y no las luces de aterrizaje del avión, a una altura de pista anterior a la mitad de la misma.

Otro, sin embargo, vio el avión aterrizando, las luces de pista, las de navegación del avión, las de anticollisión y las de cabina encendidas.

Y por último, otro vio la aeronave sobre la pista cuando ésta se iluminó en contraste con el horizonte como consecuencia de las chispas que ésta producía, sin poder precisar si las luces de pista estaban encendidas.

1.18.1.2. Condiciones meteorológicas en el momento del evento

Había lluvia abundante, viento, así como escasa visibilidad, según uno de los testigos.

Otro observó la aproximación de la tormenta al aeropuerto, y cuando se encontraba sobre éste, produjo lluvia torrencial e inundaciones en la zona de aparcamiento.

Otro recordaba que el evento se había producido dentro de una fuerte lluvia, a los 15 minutos de la frustrada anterior y su estimación de visibilidad horizontal era de unos 700 metros con lluvia.

1.18.1.3 Condiciones de iluminación en el aeropuerto

Uno de los testigos observó que se produjeron cuatro apagones durante la noche, con escaso margen de tiempo entre los mismos, y no podía precisar si el último de ellos se produjo momentos previos al evento.

Otro indicó que se produjeron frecuentes interrupciones de corriente, estimando el número de ellas en cuatro, durante el período de una hora, y en cada interrupción se recuperaba la energía pasados unos 30 segundos.

Otro recordaba que unos 15 minutos después de la frustrada a la 02 hubo varios cortes de corriente, pero retornó la iluminación incluyendo las luces de pista, y posteriormente, unos 10 segundos después de extinguirse las luces del avión accidentado, se produjo un apagón completo en el aeropuerto, recuperándose después de 30 segundos.

1.18.1.4. Rescate y salvamento de los pasajeros

Cuando el agente de seguridad se dirigía a su vehículo para ir a la zona del accidente, fue informado por un empleado de una compañía aérea que había aparecido un pasa-

jero deambulando por la pista y era conducido hasta la plataforma. El agente vio al pasajero y obtuvo información de la localización del avión. A continuación se dirigió junto a un compañero hacia la zona indicada, donde se encontraron con los bomberos que habían localizado ya los restos. Volvió a la terminal a por equipo de emergencia y encontró ambulancias a la puerta del aeropuerto. Las acompañaron a la zona de los restos del avión. Como no pudieron acercarse por estar colapsado el paso por vehículos de bomberos, descendieron de los vehículos y se acercaron a pie.

El comandante de la otra aeronave que estaba estacionada acudió junto a su tripulación en ayuda del equipo de salvamento a petición de torre. Declaró que hasta aproximadamente 30 minutos después del evento no estuvo clara la localización del avión y se produjeron escenas de desconcierto. Luego se enteró de que la evacuación tardó al menos 40 minutos y que un pasajero del avión accidentado había llegado antes por sus propios medios al terminal y pudo informar del lugar del accidente.

1.18.2. *Antecedentes de roturas de la estructura de pata de morro del B-757*

La información disponible indicaba que había habido dos antecedentes en los que sobrecarga del tren de morro había causado la rotura de su estructura de soporte en aeronaves B-757. El modo de fallo y algunos de los efectos de aquellos casos parecían similares a los del accidente del G-BYAG. La información relevante de esos casos es la siguiente.

1.18.2.1. B-757 en San José

El B-757 matrícula N-523EA en San José (Costa Rica) sufrió un accidente el 28 de septiembre de 1988. La información disponible indica que fuertes sonidos, posiblemente producidos por el reventón de un neumático de la pata de morro, hicieron que se abortase el despegue a una velocidad de 134 kt cuando el avión ya había rotado para el despegue. El morro de la aeronave bajó rápidamente y la estructura soporte de la pata de morro falló y el «doghouse» se desplazó en el interior del fuselaje. El compartimento de aviónica (MEC) quedó dañado y la mayoría de los sistemas en la aeronave perdieron la energía eléctrica, incluyendo la frenada automática y el antiskid. El fuselaje se deformó en el área por delante de las puertas L2 y R2.

1.18.2.2. B-757 PH-TKC en Amsterdam

El B-757-236 matrícula PH-TKC sufrió un accidente en Amsterdam el 24 de diciembre de 1997 durante el aterrizaje con una fuerte componente de viento cruzado y racheado.

El contacto con la superficie se efectuó 400 m pasado el umbral de la pista de 3.300 m de longitud. Después del contacto y bote de la pata derecha del tren de aterrizaje, la

pata de morro impactó con la pista cuando la aeronave bajaba el morro con un régimen de 9°/segundo en respuesta a una acción del piloto sobre los mandos. El amortiguador de esta pata llegó a su tope y el límite de diseño para absorción de energía se excedió en un 20%. La estructura soporte de la pata de morro se desplazó separada de su anclaje al fuselaje y girada hacia atrás, causando daños importantes a los sistemas eléctricos y electrónicos del MEC y a los cables de control. El DFDR y el CVR dejaron de grabar, la iluminación de instrumentos de cabina se perdió y se activó la iluminación de emergencia de cabina de pasajeros. La megafonía de cabina y los intercomunicadores también dejaron probablemente de funcionar. La aeronave se desplazó por la pista apoyada en las patas del tren principal y el fuselaje delantero.

La tripulación tuvo dificultades para mantener a la aeronave sobre la pista, usando empuje asimétrico de motores, frenada asimétrica y timón de dirección. Cuando se aproximaron al final de pista permitieron que la aeronave se desviase a la derecha entrando en un terreno blando, después de un recorrido de casi 3 km. La aeronave se detuvo con las patas del tren principal hundidas en el suelo después de un recorrido de 100 m sobre este terreno blando. Se produjo un pequeño fuego en uno de los frenos de ruedas, aparentemente debido a la excesiva acumulación de calor por la frenada.

Algunas ruedas del tren principal quedaron desinfladas y con signos de deslizamiento. Nueve cables de control, de freno, flaps, timón de profundidad, extensión de tren y de ambos motores quedaron dañados justo por encima del «doghouse», incluyendo el cable B del motor N.º 1 y ambos cables, A y B, del motor N.º 2.

1.18.3. *Aproximación estabilizada*

La doctrina de OACI creada en el programa de reducción de accidentes en aproximación y aterrizaje (ALAR) define la aproximación estabilizada como sigue:

Una aproximación estabilizada se caracteriza por un perfil de aproximación definido por un ángulo constante, el cual establece un régimen de descenso adecuado y constante que finaliza en el punto donde se inicia la maniobra de aterrizaje.

Una aproximación se denomina estabilizada cuando se cumplen simultáneamente las condiciones siguientes:

1. El avión se encuentra en la trayectoria de vuelo correcta.
2. Sólo se requieren pequeños cambios en rumbo y ángulos de cabeceo para mantener la trayectoria de vuelo.
3. La velocidad indicada del avión esta en el rango entre V_{REF} y $V_{REF} + 20$ nudos.

4. El avión se encuentra en la configuración de aterrizaje.
5. El régimen de descenso no es superior a 1.000 pies por minuto.
6. El ajuste de potencia es el apropiado a la configuración del avión y no es inferior a la mínima de aproximación, definida en el manual de operación del avión.
7. Se han realizado todos los «briefings» y listas de comprobación.
8. Según los distintos tipos de aproximación: aproximación ILS debe ser volada dentro del margen de ± 1 punto («dot») del localizador y la senda de planeo; aproximación ILS categoría II o III debe ser volada dentro de la banda de «localizador expandido»; en aproximación en circuito el ala debe estar nivelada en final cuando el avión se encuentre a 300 pies sobre el aeródromo.

Aproximaciones especiales o en condiciones anormales que exigen desviaciones de los criterios anteriores requieren un «briefing» especial.

En el Manual de Vuelo del B-757, marzo de 1998, se describen las «desviaciones inaceptables de la trayectoria de vuelo» como aquellas que se producen por debajo de 1.000 pies AGL, y por tanto en aproximación, excediendo cualquiera de los siguientes parámetros:

- 15 nudos sobre la velocidad objetivo, V_{TARGET} .
- 500 pies por minuto sobre la velocidad vertical.
- 5° sobre el ángulo de cabeceo («pitch»).
- 1 punto («dot») de desplazamiento en la senda de planeo.
- Posición inusual de los mandos de gases durante un período significativo de tiempo.

Esas condiciones deberían considerarse como detonadores para iniciar una frustrada.

1.18.4. *De-rotación durante el aterrizaje*

Como consecuencia de varios incidentes/accidentes durante el aterrizaje, el NTSB había emitido Recomendaciones de Seguridad (A-94-118 y 119) en las que se pedía a la Autoridad Aeronáutica de Certificación que en los Manuales de Operación de las aeronaves B-757/767 incluyeran información clara y explícita para la maniobra de aterrizaje. Estas instrucciones debían expresar que, después del contacto del tren principal, la pata de morro se debería bajar suavemente, relajando la presión sobre la columna de mando y nunca empujar el mando hasta el tope hacia abajo. También debían modificar los programas de entrenamiento de pilotos para incluir entrenamiento de esta maniobra y discusión de accidentes de de-rotación.

Poco después el fabricante había incluido estas instrucciones en el Manual de Entrenamiento de Tripulaciones («Flight Crew Training Manual») y la Autoridad de Certificación

emitió un Boletín («Flight Standard Information Bulletin») recogiendo esta información e instrucciones para una de-rotación suave.

1.18.5. Corrección en carta comercial usada durante la aproximación

Durante la investigación se observó que había un error en la carta de aproximación Jepsen utilizada por la tripulación durante su aproximación ILS a la pista 20 el día del accidente. El error aparecía en una nota que decía:

«GS not to be used for coupled approaches below 720' (251')».

El texto correcto de esta nota era el publicado en español en el AIP España que decía:

«GP U/S por debajo 720' (260')».

Se avisó a la empresa editora de este hecho y procedió a publicar una nueva carta corregida.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

Ninguna.

2. ANÁLISIS

2.1. General

El pronóstico meteorológico a la salida en Cardiff indicaba que podría haber actividad tormentosa en el área de destino y, de hecho, cuando el avión llegó a las proximidades del Aeropuerto de Girona había tormentas activas hacia el sur y el suroeste.

La primera aproximación fue frustrada y se realizó un «motor y al aire», tras el cual el piloto al mando revisó su decisión anterior de desviarse al alternativo tras un intento y decidió llevar a cabo una segunda aproximación. Esto se produjo probablemente porque el cambio de las condiciones de viento hacía ahora preferible realizar la aproximación ILS 20, y la aeronave se encontraba ya en una posición desde la que podía proceder directamente con la parte inicial de alejamiento («outbound») del procedimiento de aproximación. Además, después de una posible aproximación frustrada el avión estaría rumbo a Barcelona.

Durante la investigación, se consideró la posibilidad de que las luces de aproximación y PAPI inadvertidamente no se hubiesen conectado en ambas cabeceras 02 y 20. El controlador afirmó que estaba absolutamente seguro de que dichas luces estaban conectadas, y también de que los pilotos en ningún momento le comentaron que dichas luces estuvieran desconectadas. El comandante, en su declaración, indicó que no recordaba haber visto las luces de aproximación y de PAPI durante la segunda aproximación. En cualquier caso, se considera que el comandante adquirió suficientes referencias visuales externas antes de alcanzar la altura de decisión, con el avión correctamente posicionado.

Después de la desconexión del piloto automático y el control automático de empuje, el avión se desvió por encima de la senda de aproximación, y el comandante intentó corregir esa desviación. En la fase final de la aproximación el comandante experimentó una pérdida de referencias visuales que no pudo explicarse. Es posible que el fallo de la corriente eléctrica en tierra, al parecer por daños debidos a la tormenta, causara pérdida de iluminación de la pista y de su entorno unos pocos segundos antes de la toma de tierra. El comandante fue incapaz de comprender qué había ocurrido y se produjo un aterrizaje incontrolado.

Un aviso automático de «SINK RATE» suprimió la mayoría de los avisos de altura inmediatamente antes de la toma, no se llevó a cabo una rotación final morro arriba («flare») y el avión aterrizó muy bruscamente con una actitud de morro ligeramente abajo y botó. Acciones sobre los mandos, posiblemente inadvertidas, llevaron el morro del avión hacia abajo con una elevada velocidad angular en la siguiente de-rotación, y el segundo contacto con el tren de morro ocurrió menos de dos segundos después de la toma inicial.

La estructura soporte del tren se desplazó en la segunda toma. Podía haberse esperado de modo razonable que desde ese punto podría haberse mantenido el control direc-

cional en tierra y que el avión se deceleraría hasta detenerse sobre la pista, sin otros daños aparte de la deformación local severa en la zona del tren de morro. Sin embargo, al parecer los efectos de ese daño en diversos sistemas del avión causaron la aceleración del avión, con los subsiguientes daños muy importantes que motivaron en último término la muerte de un pasajero y pudieron haber sido fatales para muchos otros de los ocupantes.

Podría discutirse la posibilidad de que el avión hubiese aterrizado con éxito en el caso de que no se hubieran perdido las referencias visuales. Sin embargo, la respuesta esperada de la tripulación cuando se perdieron esas referencias visuales y cuando la aproximación se desestabilizó hubiera sido efectuar de modo inmediato una maniobra de «motor y al aire». La investigación trató de analizar por qué no se frustró la aproximación, e identificó y evaluó un considerable número de factores que podrían haber influenciado la decisión del comandante de aterrizar, causaron la toma inicial muy dura, la elevada velocidad angular del segundo contacto del tren de morro, y el subsiguiente comportamiento del avión. Estos factores se discuten a continuación.

2.2. Operación del vuelo

2.2.1. *Calificación de la tripulación y rendimiento*

La tripulación de vuelo disponía de licencias, calificaciones y certificados médicos en vigor. Habían cumplido con el descanso mínimo previo al inicio de actividad y primer vuelo del día.

La tripulación operó el vuelo utilizando los procedimientos operacionales estándar de su compañía y hubo un buen nivel de comunicación entre ellos y también con la tripulación de cabina.

No se encontró evidencia de que la tripulación hubiera recibido entrenamiento específico para tomar la decisión de iniciar una aproximación frustrada una vez que la decisión de aterrizar se había tomado y con el avión por debajo de la MDH/DA. La cancelación de la decisión de aterrizar puede ser particularmente difícil en esa etapa final.

La tripulación de cabina de pasajeros demostró durante la evacuación de la aeronave su buena preparación y eficiencia a pesar de las malas condiciones del escenario, incluyendo la limitada iluminación disponible, el alabeo con el que quedó el avión, la meteorología y el fallo de los sistemas de intercomunicación y megafonía. Debe reseñarse que no tuvieron tiempo, o no pudieron por otras razones, para coger el equipo portátil de emergencia, con la excepción de algunas linternas, cuando abandonaron la aeronave.

2.2.2. *Procedimientos operacionales*

2.2.2.1. Planificación del vuelo

El plan de vuelo operacional se preparó a las 18:16 h del mismo día 14 utilizando las pronosis actualizadas, ya que la salida estaba fijada para las 19:45 h. Se planificaron tres alternativos: Barcelona, Reus y Toulouse. Una probabilidad de tormentas, durante períodos de tiempo, estaba prevista en destino y en los dos primeros alternativos a la hora estimada de llegada del vuelo. El combustible requerido para el vuelo fue calculado por el comandante usando el alternativo más cercano, Barcelona, y se añadieron 780 kg de combustible extra en previsión de tormentas en el destino, que eran equivalentes a 15 minutos de esperas. El único alternativo que estaba libre de tormentas en ese período, según el pronóstico, era Toulouse.

El análisis de estos datos de acuerdo con los requisitos de planificación de JAR-OPS 1 muestra el cumplimiento de los mínimos de planificación y destino. La normativa sólo considera mínimos de planificación aquellos referidos a las condiciones de visibilidad y techo de nubes. Por tanto, a efectos de planificación, no se recogen las tormentas como condición meteorológica adversa para el despacho en salida o redespacho en vuelo.

De acuerdo con estas condiciones mencionadas, y teniendo en cuenta la prohibición de realizar aproximaciones y aterrizajes en tormentas recogida en el Manual de Operaciones del operador, se podría haber tenido más en cuenta la previsión de tormentas para la planificación y despacho del vuelo. Más aún cuando las tormentas llevan como fenómenos asociados la reducción de visibilidad, contaminación de pista por lluvia y techos de nubes más bajos.

La política del operador era evitar aproximaciones o aterrizajes en presencia de tormentas. Sin embargo, no había requisitos para tener en cuenta las tormentas a la hora de establecer los mínimos meteorológicos para aproximación en la planificación del vuelo y la selección de los aeropuertos de destino y alternativos.

Por tanto, se realiza una recomendación de seguridad al respecto.

2.2.2.2. Primera aproximación

El comandante decidió realizar la aproximación de no precisión VOR/DME a la pista 02. Esta decisión se fundamentó en los datos de viento suministrados, dirección 360° y 10 kt de intensidad, y por estar la pista mojada. También decidió, debido a la mayor complejidad de la aproximación de no precisión, actuar a partir de ese momento como PF y el copiloto pasó a actuar de PNF.

En el descenso utilizaron los aerofrenos para incrementar la resistencia del avión y poder perder más altura en menor tiempo sin incrementar la velocidad. El procedimiento estándar del operador requiere que el comandante mantenga su mano sobre

la palanca de los aerofrenos mientras estén extendidos. En este caso los aerofrenos se dejaron de modo inadvertido e inapropiado durante 10 min, desde el momento en el que el avión se niveló a 5.000 ft, durante las fases de aproximación intermedia y final, hasta la selección de flaps de aterrizaje. Durante varios períodos de tiempo los motores estuvieron por encima de empuje de ralentí con los aerofrenos extendidos.

El procedimiento recomendado por el fabricante y recogido en el Manual de Operaciones del operador, de que el piloto a los mandos mantenga permanentemente la mano en la palanca de aerofrenos cuando éstos están extendidos en vuelo, no parece factible de llevar a cabo, ya que el comandante (que era el piloto a los mandos en este caso) utiliza su misma mano derecha para manejar otros controles, y por ello puede terminar perdiendo conciencia del estado de aerofrenos. Se considera conveniente emitir una recomendación para que este procedimiento se modifique y/o se proporcione un aviso a los pilotos si los aerofrenos se dejan inadvertidamente extendidos.

El mantenimiento de los aerofrenos extendidos era negativo para el vuelo por dos razones. Una era que la estabilidad de la velocidad era baja, más teniendo en cuenta la turbulencia, lo que se demostró por las numerosas llamadas de supervisión de «SPEED» realizadas por el PNF. Otra era que la extensión de aerofrenos produjo un incremento de consumo de combustible de entre 300 kg y 400 kg que, aunque en un vuelo normal no habría tenido mayor influencia, en este caso redujo el combustible disponible, de modo que más tarde se alcanzó el mínimo de desvío al alternativo en el transcurso de la segunda aproximación.

Durante el tramo de alejamiento, el comandante perdió su ficha de aproximación al soltarse ésta de su dispositivo de sujeción en la palanca de mando. Continuó la aproximación sin ficha y siguiendo las indicaciones del copiloto. Esta circunstancia era un inconveniente e incrementó la carga de trabajo del comandante. El controlador les proporcionó información de que la tormenta estaba sobre el campo y la tripulación lo colacionó en esos momentos, pero parece que no le dieron una consideración completa a este hecho. El informe meteorológico sobre la posición de la tormenta proporcionado por la torre parecía estar en conflicto con la información del radar meteorológico de a bordo y con las observaciones de la tripulación después de efectuar la aproximación frustrada, de acuerdo a la declaración del copiloto.

Durante el descenso final y aproximación hubo un cambio en la dirección del viento (probablemente como resultado de la actividad tormentosa) que condujo a condiciones de viento en cola, lo que produjo que no se mantuviese el correcto perfil de descenso. El controlador pasó a la tripulación información meteorológica revisada que indicaba que la pista 20 estaría disponible. El avión estaba en esos momentos demasiado alto, y cuando el PNF avisó de que tenía contacto con las luces de pista, el PF, dándose cuenta de que no se podría llevar a cabo un aterrizaje satisfactorio, ordenó «motor y al aire».

2.2.2.3. Segunda aproximación

Después de frustrar la aproximación a la pista 02, la tripulación recibió una actualización de las condiciones meteorológicas en Barcelona, que eran favorables. El comandante revisó la situación y decidió llevar a cabo una aproximación ILS a la pista 20, cambiando el plan elaborado antes de la primera aproximación. Esto se debió probablemente a que el viento era ahora favorable para el aterrizaje en esa pista 20, que disponía de ILS, lo que hacía más probables una aproximación y aterrizaje con éxito. También en el caso de desviarse a Barcelona las condiciones eran buenas.

La aeronave se estabilizó en el momento adecuado en la aproximación y se completaron las listas de chequeo. El comandante solicitó una frenada automática de nivel 4 («AUTOBRAKE LEVEL FOUR», el segundo nivel de máxima capacidad de frenada), es decir, más alto que el usual, probablemente debido a la pista mojada y a la pendiente descendente.

El PF dijo «luces a la vista» («lights in sight») a 500 ft AGL y luego dijo «contacto» («contact») unos 15 segundos después (unos 10 segundos antes de llegar a mínimos). Entonces el comandante desconectó el piloto automático y el control automático de empuje. El PNF siguió vigilando los instrumentos, de acuerdo a los procedimientos estándar del operador (SOP), incluida la senda de planeo del ILS, y parece que no volvió a mirar fuera.

Las frases «lights in sight» y luego «contact», ambas dichas por el comandante y PF, podrían ser una indicación de que las luces de aproximación y PAPI estaban encendidas, ya que la primera frase se pronunció a aproximadamente 45 seg de la toma (a unas 1,5 MN de la cabecera) y podría referirse a las luces de aproximación que se extienden 900 m antes de la cabecera. La siguiente palabra se pronunció a aproximadamente 30 seg de la toma y parece referirse a «contacto con la pista», es decir, ambas frases probablemente se refieren a luces diferentes.

2.2.2.4. Aproximación final. Vuelo manual

Desde la desconexión de los automatismos de vuelo se observan en las gráficas del DFDR oscilaciones en el perfil vertical del vuelo. Como ya se ha indicado (véase punto 1.11.6), se ha determinado que la turbulencia y cizalladura del viento no afectaron significativamente las actuaciones de la aeronave. Sin embargo, en el momento en el que se desconectó el control automático de empuje una corrección de empuje se acababa de realizar llevándolo a 1,51 EPR, un valor superior al de una aproximación normal (alrededor de 1,2 EPR). Esto habría causado que el avión se desviara por encima de la senda de planeo a menos que hubiera una rápida corrección y es posiblemente la razón por la que el avión quedó alto. Las rápidas actuaciones sobre el timón de profundidad causaron breves variaciones del ángulo de cabeceo del avión. El inicio de esta actuación

sobre los mandos de vuelo coincidió con la desconexión del piloto automático. Los datos grabados también indican que esas oscilaciones de actitud (cabeceo) fueron inducidas por los inputs de cabeceo introducidos por el comandante, probablemente realizados en un intento de mantener la senda de planeo, dado que posiblemente sólo disponía de limitadas referencias visuales externas.

El comandante mencionó que había notado una repentina oscuridad, que podría ser el resultado del apagón del aeropuerto en el momento en el que estaba mirando al puntero de la senda de planeo en el interior de la cabina. Es posible que este puntero le hubiera mostrado que estaba demasiado alto y esa situación hubiera sido congruente con avanzar la palanca de control hacia delante de modo inmediato para corregir la situación. Esto corresponde con el movimiento del timón de profundidad casi hasta el tope de morro abajo que se aprecia en el DFDR y habría influido en la actitud morro abajo en la que se realizó la toma de tierra. Después, cuando miró fuera para obtener de nuevo su referencia visual, fue incapaz de comprender qué había ocurrido o de reaccionar. En esta situación el piloto al mando debería haber iniciado una frustrada de acuerdo a los procedimientos del Operador pero no pudo realizarla por un estado de incapacitación debido a los sucesos imprevistos que habían ocurrido, de modo que el avión continuó con el aterrizaje. Quizá si el comandante hubiera tenido entrenamiento específico para realizar motor y al aire por debajo de la altura de decisión, podría haber reaccionado con más rapidez, por lo que se emite una recomendación de seguridad al respecto.

La referencia visual que hubiera estado disponible con la actitud de morro abajo, sin iluminación de pista y con luces de aterrizaje del avión, habría sido un área truncada de la zona de toma. Es un hecho conocido que una perspectiva acortada de la pista crea una ilusión de encontrarse alto y, aunque el comandante no podía recordar ninguna referencia visual, podría haberle impedido ser consciente de la proximidad del terreno.

La activación del aviso acústico del GPWS por dos veces entre 80 y 10 pies de altura indica que la aeronave llegó a una velocidad de descenso superior a 1.000 pies/minuto. De acuerdo con los SOP, este aviso puede demandar solamente una corrección de régimen de descenso o posiblemente un motor y al aire. Este régimen de descenso indica también una aproximación desestabilizada, y siguiendo este criterio se exigiría iniciar la frustrada inmediatamente.

Sin embargo, los avisos de «SINK RATE» no fueron oídos por el comandante. Estos avisos inhibieron las llamadas automáticas de 50, 40, 30 y 20 ft. La ausencia de esas llamadas pudo también haber afectado la falta de percepción de la proximidad del terreno al comandante, puesta en evidencia por la ausencia de cualquier intento de recogida final o «flare». Dichas llamadas, y la secuencia a la que ocurren, normalmente asisten al PF a decidir cuándo iniciar la rotación final en el aterrizaje. El Manual de Operaciones de la compañía contiene un procedimiento por el cual se requiere que el PNF proporcione un aviso de «treinta pies» si no hay una llamada automática de «FIFTY FEET»,

pero incluso con una velocidad de descenso de 600 ft por minuto esto sólo le dejaría con dos segundos (y en el caso de este accidente, sólo tuvo alrededor de un segundo) en el cual reconocer la omisión y dar el correspondiente aviso. Por lo tanto, este procedimiento no tiene aplicación práctica.

De acuerdo a lo anterior, sería más congruente con los criterios de aproximación estabilizada el diseño de un Modo 1 de GPWS que, por debajo de 300 pies de altura, activase el aviso de «PULL UP» en lugar del «SINK RATE» con regímenes de descenso por encima de 1.100 pies/minuto aproximadamente, ya que este aviso obliga a un «motor y al aire» inmediato.

Sin embargo, la modificación de la envolvente del GPWS para dar prioridad al aviso «PULL UP» en esas condiciones podría dar lugar a la generación de avisos inconvenientes en otro tipo de escenarios, por lo que no se considera necesario emitir una recomendación al respecto.

El fabricante de la aeronave informó que los avisos de altura sobre el terreno del GPWS son únicamente informativos, sin que haya requisitos que obliguen a su uso, y que el aviso de «SINK RATE» proporcionaba un nivel de aviso superior para velocidades excesivas de descenso. Algunos operadores no usan los avisos automáticos de altura, sino que requieren la monitorización del PNF que realiza verbalmente dichas llamadas.

2.2.2.5. Aterrizaje

La actitud de la aeronave en el primer contacto con la pista, 2º morro abajo, provocó un fuerte rebote del avión, con un aumento rápido del ángulo de cabeceo en los datos grabados. Esto debió producir fuertes aceleraciones en cabina de vuelo que dificultaron la recuperación del control por el PF y una tendencia instintiva de éste a contrarrestar el incremento de ángulo de cabeceo. La palanca de control se movió hacia delante y se produjo una rápida de-rotación del morro contra la pista, y un incremento de empuje. No fue posible determinar si estas acciones fueron conscientes o se produjeron como resultado de que el PF fuera lanzado hacia delante debido al primer fuerte contacto con el terreno.

2.2.3. Condiciones meteorológicas

Durante el despacho del vuelo en Cardiff, Gales, la tripulación tuvo acceso a la información meteorológica de las 18:00 h, tanto a la previsión de la zona terminal (TAF) como a los METAR de aeródromo.

Toda esta información confirmaba la presencia y/o pronósticos de tormentas y lluvia en destino y alternativos en el horario de operación, con la excepción de Toulouse.

Esta previsión, común para Girona, Barcelona y Reus, llevaba el calificativo de TEMPO, que indica cambios que podían acaecer en cualquier momento a partir de las 20:00 h UTC del día 14 hasta las 04:00 h UTC del día 15 y extenderse en duración inferior a una hora dentro del período pronosticado.

La validez de estas predicciones se confirmó en los tres aeropuertos mencionados. La intensidad de estas tormentas fue de moderada a severa con gran aparato eléctrico y lluvias torrenciales. La duración efectiva de las tormentas a su paso por Barcelona y Girona fue ligeramente superior a una hora.

Durante el descenso la tripulación obtuvo información meteorológica suministrada por la torre de Girona. En ella se confirmaba la presencia de los fenómenos previstos, tormentas con lluvia al suroeste del campo. A las 21:29 h, cuando el avión estaba a 6,5 MN en alejamiento desde el DME en la primera aproximación, el controlador avisó a la tripulación de que la tormenta estaba sobre el campo de vuelos. Un cambio en la dirección del viento de superficie también ocurrió en esos momentos, indicando la posible presencia de un núcleo de tormenta. Durante las aproximaciones y el aterrizaje, el controlador transmitió de forma constante y actualizada las condiciones del campo y de Barcelona a requerimiento del piloto. La actualización de la información meteorológica se basaba en los METAR, los datos leídos de los instrumentos con indicación en torre y en informes solicitados por teléfono a la OMA de Girona. La información meteorológica transmitida por radio no incluyó la calificación de la tormenta como fuerte, lo cual aparecía en el METAR y en la información facilitada por la OMA. Se considera conveniente recomendar que se incremente el entrenamiento para que los controladores determinen qué información meteorológica se debe transmitir a las tripulaciones.

Durante el «motor y al aire» en la aproximación a la pista 02, a las 21:37 h, la tripulación solicitó información meteorológica al norte del campo. El controlador no disponía de esta información, ya que no le era suministrada.

Tampoco se disponía de datos reales de la evolución de la tormenta. La información sobre la evolución e intensidad de la tormenta hubiera sido de gran interés para la tripulación, por lo que se considera conveniente emitir una recomendación de seguridad al respecto dirigida a los servicios de meteorología.

La tripulación tenía radar meteorológico y, por tanto, debía disponer de imágenes de la zona. Sin embargo, aunque lo estaban usando, no observaron que hubiera una tormenta sobre el campo de vuelos, que está rodeado por terreno elevado y, por lo tanto, puede ser difícil distinguir entre ecos meteorológicos y los del terreno.

El análisis de toda la información meteorológica obtenida posteriormente indica que la tormenta había evolucionado desplazándose desde el suroeste hacia el noreste, mejorando la situación de Barcelona y empeorando la de Girona entre las 21:00 h y las 22:30 h. Durante las dos aproximaciones realizadas por la aeronave existía en el Aeropuerto de

Girona una fuerte tormenta con lluvia torrencial, mientras que el Aeropuerto de Barcelona se encontraba en buenas condiciones y libre de tormentas.

Aunque el comandante informó de turbulencia al desconectar el piloto automático, lo que pudo afectar al control del avión, el estudio de los datos de viento grabados en el DFDR mostró que no había cizalladura significativa del viento que pudiese haber afectado a las actuaciones de la aeronave. Los dos avisos de alerta de «windshear» grabados pero no presentados a la tripulación estuvieron relacionados con viento de cara.

La lluvia intensa que caía durante la aproximación final, junto a las condiciones de visibilidad nocturna, pudo dificultar la adquisición y mantenimiento de las referencias visuales, así como posiblemente producir ilusiones visuales. Se consideraron los efectos de refracción por lluvia en el parabrisas y los producidos por los rayos de la tormenta. Aunque el RVR dado al comienzo de la aproximación era 1.500 m, cuando el piloto obtuvo contacto visual era probablemente mayor, porque el avión estaba a una distancia de unos 2.500 m.

El volumen de lluvia caída así como los testimonios recogidos indican que la pista estaba no sólo mojada sino encharcada. Sin embargo, ante la pregunta al respecto de la tripulación, el controlador contestó con la expresión «quite wet» (bastante mojada), lo que fue colacionado desde el avión. Aunque esta forma de dar la información no está normalizada, se considera que proporcionaba suficiente información a la tripulación de vuelo, la cual por otra parte ya había sobrevolado el campo durante la aproximación frustrada.

2.2.4. Control del tránsito aéreo y comunicaciones

A pesar de que el controlador sólo tenía este tráfico, durante algunos momentos de la maniobra de frustrada a la 02 y de la segunda aproximación es posible que se produjese una carga de trabajo moderada en torre debido a las múltiples comunicaciones radio y telefónicas que tuvo que mantener con ACC Barcelona, la OMA de Girona, Equipos de Torre y Oficina de Notificación de los Servicios de Tránsito Aéreo (ARO). En la activación de la alarma y durante la búsqueda posterior del avión la sobrecarga de trabajo fue mayor y continuada en el tiempo, lo que ayudaría a explicar los malentendidos producidos en la búsqueda.

Tras la aproximación frustrada a la 02, el controlador mantuvo una conversación telefónica con ACC de Barcelona, que se prolongó durante minuto y medio, para enlazar con otra conversación con la OMA de Girona. Estas conversaciones coincidieron con el intervalo de tiempo en que se produjo el cambio de pista a la 20, y cuando el controlador debía cambiar las luces de aproximación y el PAPI, encendiendo las de la cabecera 20.

Para esta tarea no disponían en torre de unos procedimientos normalizados ni listas de comprobación, en una situación en la pudo haber una cierta carga de trabajo. Estos procedimientos podrían haber servido en cualquier caso como protección contra una omisión inadvertida, permitiendo ser detectada y corregida.

El comandante indicó que no recordaba haber visto las luces de aproximación ni el PAPI de la pista 20, y sí la iluminación de la propia pista. Sin embargo, como se ha indicado en el párrafo 2.2.2.3, las frases «lights in sight» y luego «contact» que pronunció durante la aproximación parecen referirse a dos luces diferentes. El controlador declaró que estaba absolutamente seguro de que las luces de aproximación y del PAPI estaban conectadas.

Aunque se considera que en este caso es probable que no se omitiera inadvertidamente el encendido de dichas luces, se estima conveniente, como protección adicional de seguridad y ayuda a los controladores en situaciones similares, emitir una recomendación de seguridad para que el personal de las torres de control tenga procedimientos normalizados que incluyan listas de chequeo.

Los períodos de actividad en la torre de Girona eran en dos turnos de 12 horas, comenzando a las 08:00 h y a las 20:00 h, por lo que el controlador llevaba en su puesto 1:40 h. El período de descanso mínimo anterior había sido de 12 horas. No se han encontrado indicios de que la fatiga hubiera afectado a la actividad del controlador de torre de Girona.

El controlador reaccionó con prontitud activando la alarma dentro del minuto en que se produjeron los impactos de la aeronave con la pista y a pesar del desconcierto producido por la pérdida de vista del avión, tanto por la interrupción de la iluminación de pista como por la iluminación de la aeronave. Por otro lado, el fallo en la alarma fue subsanado rápidamente mediante la comunicación telefónica.

2.2.5. *Ayudas a la navegación*

En la Carta de Aproximación ILS a la 20 del AIP figuraba una nota que indicaba que la senda de descenso no era utilizable por debajo de una altura de 260 pies, aproximadamente la altura de decisión, 251 pies. Esta nota no figuraba en la Carta Jeppesen utilizada por la compañía. El motivo de la inclusión de esta nota en la Carta fueron las irregularidades encontradas en la calibración de la ayuda por debajo de esa altura y que aún no habían sido subsanadas.

La tripulación se apoyó en las indicaciones de senda por debajo de mínimos, y de acuerdo con los datos registrados en los grabadores de vuelo no hubo fallos de indicación a bordo de esta radioayuda. No obstante, las emisiones de la senda de descenso podrían haber sido falsas e inducido a la tripulación a una pendiente de descenso diferente de su ángulo nominal de 3°. Sin embargo, no se encontraron evidencias de que esto hubiera ocurrido o que la senda fuese de hecho inexacta. El error al respecto contenido en la Carta Jeppesen fue descubierto en el curso de la investigación, se comunicó a la empresa editora y posteriormente emitieron una carta corregida.

Las ligeras desviaciones del rango de servicio en las radio ayudas encontradas en los vuelos de calibración posteriores al evento no afectaron al desarrollo del vuelo.

2.2.6. Aeropuerto

El Aeropuerto de Girona tiene una actividad relativamente reducida y estacional, de modo que su máxima capacidad es de 12 movimientos/hora y los servicios de emergencia e instalaciones cubren las necesidades de aeronaves de mediano tamaño, siendo el B-757/767 y el A-310 las aeronaves de mayor tamaño que normalmente operan en el aeropuerto.

Como se ha indicado, se produjeron varias interrupciones del suministro eléctrico en el aeropuerto, coincidentes en el tiempo con la aproximación final, el aterrizaje, la búsqueda y el rescate. Se intentó por diferentes vías conocer el tiempo exacto en que se habían producido éstas, a través del suministrador Fecsa-Endesa y a través de algún equipo electrónico con memoria no volátil del aeropuerto, con resultado negativo. También se desconoce el motivo de las interrupciones, aunque es de suponer una relación directa con la actividad tormentosa y las descargas eléctricas asociadas a ésta.

Del análisis de la información recogida y del testimonio del comandante, se estableció la hipótesis de que el primer o segundo apagón se produjo cuando la aeronave estaba en aproximación final, por debajo de mínimos, y durante este intervalo sin iluminación se produjeron los impactos en la pista. Esto significa que la interrupción se inició probablemente alrededor de las 21:47:10 h.

Como se comprobó posteriormente al evento, la fuente de alimentación secundaria del aeropuerto recuperaba el suministro a los 11 segundos, ello indica que se cumplía el tiempo máximo fijado en Anexo 14 de OACI, para aproximaciones de precisión Categoría 1, que era de 15 segundos.

De acuerdo con este dato, la iluminación se habría recuperado alrededor de las 21:47:21 h, unos 4 segundos después del primer contacto/impacto de la aeronave con la superficie de pista. En el momento en el que se recuperó la iluminación de pista la aeronave estaba a unos 700 m del umbral y ya sin iluminación propia por la rotura de la pata de morro. Posteriormente aún recorrió unos 850 metros más sobre la pista antes de salir a la franja derecha. Estas condiciones de ausencia de iluminación, tanto de pista como del avión, explicarían los variables y escasos contactos visuales del controlador con la aeronave desplazándose sobre la pista.

El fallo de la alarma de emergencia del aeropuerto cuando fue activada por el controlador pudo ser originado por la coincidencia de una posterior interrupción eléctrica que dejase inoperativo el sistema incluyendo su pulsador en torre de control, ya que su alimentación eléctrica no estaba conectada al de alimentación ininterrumpida. Por otro lado, se comprobó que el controlador subsanó este fallo confirmando seguidamente al SEI la activación de la alarma por línea telefónica dedicada.

La pendiente media de la pista 20 es de 0,84% en descenso. El primer tercio tiene una pendiente menor que la media, de 0,46%, el segundo tramo con el 1% y el último tra-

mo del 1,25%. Esta última excede las pendientes máximas recomendadas en Anexo 14 de OACI, que indica para el primer y último cuarto de pistas de clave 4 no deberían rebasar el 0,8% de pendiente.

El terreno ondulado en la zona anterior al umbral de la pista 20, que origina lecturas de radio-altímetro no consecuentes con la altura sobre umbral, es una diferencia notificada a OACI de desviación de la normativa recomendada y que no se cumple para aproximaciones Categoría 1 como es ésta. Por otra parte, no hay indicios de que pudiera haber afectado a los avisos automáticos de altura basados en mediciones de radio-altímetro.

Después de rebasar los 75 metros de la franja derecha de la pista, la aeronave se encontró con una fuerte pendiente ascendente, superior al 15%. Este encuentro afectó, como se analizará más adelante, a los daños sufridos por la aeronave y podría afectar en algún otro caso a la supervivencia de los ocupantes de una aeronave que abandona la pista por esa zona.

En el Anexo 14 de OACI se recomienda que las franjas de pistas para aproximaciones de precisión se extiendan hasta 150 metros a cada lado del eje, y que las pendientes más allá de la parte que ha de nivelarse, de 75 metros de anchura a cada lado, no excedan del 5% en las pendientes ascendentes. El montículo paralelo al eje de pista, de aproximadamente 6 m (20 ft) de altura que se extiende a la derecha de la pista 20 fuera de la zona nivelada de franja, de 75 metros de ancho, presentaba pendientes superiores a las recomendadas. Al igual que ocurre con la pendiente de pista, sería conveniente evaluar la posibilidad de que la franja de pista de Girona cumpla con las estipulaciones de Anexo 14 de OACI, y a ese respecto se emite una recomendación de seguridad.

2.3. Factores humanos

2.3.1 Programación de vuelos y fatiga

La tripulación había sido programada de acuerdo con la normativa del Reino Unido CAA CAP 371 «The Avoidance of Fatigue in Aircrews» y cumplían con los máximos períodos de actividad y los mínimos períodos de descanso. Cuando se les preguntó si el cansancio o la fatiga habían influido en el accidente, los miembros de la tripulación respondieron que no.

Sin embargo, puesto que la tripulación llevaba a cabo la tercera noche consecutiva de vuelo nocturno, se analizó si la fatiga podría haberles afectado. El DERA («The Centre for Human Sciences at Defence Evaluation and Research Agency») llevó a cabo un análisis de las programaciones voladas por ambos pilotos durante el período que llevó al accidente. Este análisis concluyó que la fatiga acumulada no parecía haber sido un factor en el accidente. Se consideró que la fatiga de corto plazo pudo ser posible aunque

el período de recuperación parecía ser adecuado. Se señaló en su informe que el período de actividad en la noche anterior al accidente excedía el límite de 10 h recomendado por científicos de la NASA y europeos para vuelos que empiezan o terminan entre las 2:00 h y las 6:00 h local. También se reseñó que en otras áreas de la industria hay estudios que muestran que el índice de accidentes de trabajadores a turnos se incrementa en noches consecutivas de trabajo.

Diversos estudios científicos² indican que con la edad se evoluciona hacia actividades diurnas, más que nocturnas. Se adquiere una mejor resistencia a la pérdida de sueño no acumulativo. Y aparecen más dificultades para adaptarse a los cambios horarios, como consecuencia de un acortamiento de los ritmos circadianos. El comandante del vuelo, de 57 años de edad, se encontraba dentro del espectro de riesgo y en su tercera noche consecutiva de actividad, y por tanto era probable que hubiera sufrido pérdidas acumulativas de sueño.

2.3.2. *Coordinación de la tripulación*

2.3.2.1. Distribución de las tareas

Al contactar con el aeropuerto de Girona y ante las condiciones de viento y la compleja situación meteorológica con tormentas, el comandante solicitó la aproximación VOR/DME a la pista de 02. También decidió actuar como PF, revirtiendo así los roles inicialmente asignados durante el vuelo.

Esta decisión del comandante fue originada por la complicación de la maniobra al ser una aproximación de no precisión, ya que la cabecera 02 no dispone de ILS, y porque la meteorología no era buena. Cuando el comandante sustituyó al copiloto en la tarea de PF su carga de trabajo se incrementó, ya que añadió la tarea de volar el avión a su función de dirigir el vuelo. El copiloto, que ahora actuaba como PNF, dio diversos avisos y lecturas de velocidades y otros parámetros durante las aproximaciones como correspondía a sus funciones. Comunicó información sobre combustible, discutió los planes de acción y revisó la asignación de tareas. No cuestionó las decisiones del comandante y no hubo indicaciones de que no estuviese de acuerdo con el plan de acción propuesto.

2.3.2.2. Gradiente de autoridad en cabina de vuelo

Se analizó la pendiente entre los perfiles de calificación de los pilotos (experiencia, edad, y rango o posición principalmente) que formaban la tripulación del vuelo. El gradiente de autoridad en la cabina de vuelo presentaba una pendiente descendente pronuncia-

² «Principles and guidelines for duty and rest scheduling in commercial aviation» (NASA Ames Research Report, 1996); «Age, circadian rhythms and sep loss in flight crew» (Philippa H. Gander and other, *Aviation Space and Environmental Medicine*, 1993).

da desde el comandante (57 años de edad, PTLA, tres habilitaciones de tipo y 16.700 horas de vuelo) hacia el copiloto (33 años de edad, CPL, una habilitación de tipo y 1.494 horas de vuelo). No hubo indicaciones de que este gradiente afectara el desarrollo del vuelo.

2.3.2.3. Rendimiento de la tripulación

Había un entorno de operación exigente debido a las malas condiciones meteorológicas, los fallos de iluminación, las limitaciones de combustible y las características del aeródromo. El comandante y el copiloto estuvieron sometidos a una alta carga de trabajo pero cooperaron bien como un equipo. Sin embargo, el balance de distribución de tareas parece haber estado algo desequilibrado, de modo que el comandante tenía la mayor carga de trabajo.

Un posible recurso para mejorar la distribución de tareas en la tripulación podría haber sido la inversión de roles (PF el copiloto y PNF el comandante). Con este cambio el comandante se hubiera descargado de la tarea de volar, podría haber monitorizado al PF, tomado otras decisiones y planificado el resto del vuelo. Este procedimiento es aplicado por algunos operadores y denominado en general «aproximación monitorizada».

Con este reparto de tareas el tripulante con mayor experiencia, el comandante, está en mejores condiciones para tomar decisiones e incluso iniciativas para variar el curso de los acontecimientos.

Debido a los problemas de controlabilidad que aparecieron por debajo de la altura de decisión, no se puede concluir que una aproximación realizada con los criterios de «aproximación monitorizada» hubiera evitado el accidente.

2.3.3. *Proceso de toma de decisiones y factores que afectaron*

Sobre la base de la información meteorológica proporcionada en el despacho del vuelo, el cargar combustible para desvío a Barcelona representaba un riesgo puesto que se preveían tormentas tanto para el aeropuerto de destino como para el alternativo elegido, en los cuales, de acuerdo al Manual de Operaciones, no se deberían realizar aterrizajes con tormentas.

La tripulación estuvo sometida a varias presiones en el transcurso del vuelo. Hasta el momento de la maniobra de aterrizaje se habían manejado de modo en general adecuado, pero el inesperado e impredecible fallo de las luces de pista, que estaba fuera de la experiencia del comandante, le condujo a una incapacitación para responder al problema. No fue posible determinar si esta incapacitación fue el resultado de una dis-

minución de las capacidades del comandante debido a carga de trabajo o habría ocurrido en la mayoría de las situaciones. No hay datos sobre un tiempo razonable de respuesta a un suceso inesperado y que produce desorientación. Los datos disponibles se refieren a respuestas ante situaciones de emergencia consideradas previamente. Como se ha indicado en el punto 2.2.2.4, un entrenamiento específico en simulador de vuelo para realizar «motor y al aire» por debajo de la altura de decisión podría haber ayudado al comandante a tomar otra decisión al respecto. También si el copiloto hubiera reconocido y respondido al aviso de precaución de «SINK RATE» y hubiera solicitado «motor y al aire», se podría haber evitado el contacto fuerte con el terreno, aunque ese aviso ocurrió cuatro segundos antes del contacto con el terreno.

Una posible explicación de la incapacidad del comandante de comprender lo que había pasado es que no estaba mirando a la pista en el momento exacto en el cual las luces fallaron. Si su atención estaba centrada en el interior del avión, en los instrumentos de vuelo, este hecho podría haber sido la razón de su confusión subsiguiente. El realizar un «motor y al aire» habría requerido una decisión positiva pero, sin una clara idea de la posición y actitud del avión, podría no haber tenido suficiente información para actuar.

2.4. Aproximación final, toma de tierra y desplazamiento por la pista

2.4.1. Aproximación final

Por debajo de la altura de decisión (251 pies), y después de la desconexión del piloto automático, se desestabilizó el descenso. Como consecuencia de las acciones del PF sobre la palanca de control, el ángulo de cabeceo y la velocidad de descenso tuvieron variaciones importantes, entre $+4,5^\circ$ y $-4,5^\circ$ de ángulo de cabeceo, y entre 500 y 1.000 pies/minuto de descenso.

La aeronave impactó con la superficie de pista con una elevada velocidad de descenso y actitud de morro abajo porque no se había producido la recogida para la toma de contacto.

2.4.2. Primer contacto

Los datos del DFDR mostraron que el avión G-BYAG contactó en primer lugar con la pista a las 21:47:16.8 h con una actitud de cabeceo de -2° , una velocidad angular de cabeceo de $1^\circ/\text{segundo}$ morro abajo, una velocidad indicada de 141 kt y una velocidad vertical de descenso de 840 pies/minuto (14 ft/seg). La falta de despliegue de los spoilers en esos momentos fue congruente con el hecho de que la lógica aire/tierra no cambió a «tierra» porque el avión botó después de la toma. Después del primer contacto el ángulo de cabeceo aumentó hasta $+3,3^\circ$, las palancas de empuje se movieron hacia

delante y se aplicó timón de profundidad a tope para picar y mando de alabeo a la derecha.

El valor máximo grabado de aceleración vertical fue de 3,11 g, superior al límite de 1,8 g del Manual de Mantenimiento a partir del cual había que realizar una inspección por toma dura. Puesto que el acelerómetro que mide la aceleración vertical está situado cerca del centro de gravedad de la aeronave, la aceleración sufrida en la cabina de vuelo es probable que fuera apreciablemente mayor debido a la reacción del terreno sobre el tren de morro situado debajo de ella, el cual, como se ha visto antes en este informe, fue suficiente para invertir el movimiento angular previo de morro abajo. Parecía claro que el comandante estaba sujetando la palanca de control y las palancas de empuje al mismo tiempo. Es, por tanto, posible que el movimiento hacia delante de los mandos en el contacto inicial fuera involuntario, causado por las cargas de inercia sobre el comandante, aunque también pudo deberse a acciones deliberadas. Esta explicación también se aplicaría al movimiento del volante de control para mandar alerones a la derecha.

El segundo contacto, después del bote y 1,9 segundos tras el primer contacto, se realizó con una actitud de $-0,5^\circ$ (morro abajo), una velocidad angular de cabeceo de $7^\circ/\text{seg}$ morro abajo y un ángulo de alabeo a la derecha de $4,2^\circ$. Algunos datos del DFDR quedaron corrompidos y los registradores dejaron de grabar aproximadamente 0,6 seg después del segundo contacto. La recuperación de los datos corruptos mostró que hacia el final de la grabación la actitud de cabeceo se había incrementado hasta $-6,8^\circ$, el alabeo a la derecha había aumentado hasta $5,3^\circ$ y el EPR de ambos motores estaba aumentando hasta 1,27. Al final de la grabación la lógica aire/tierra no había cambiado a «tierra» y no había indicaciones de que se hubieran desplegado los spoilers de tierra o las reversas de empuje.

Se consideró importante para la investigación establecer el punto en el que el G-BYAG había contactado con la pista en primer lugar y, en ausencia de grabaciones del DFDR o CVR después del segundo contacto, el comportamiento posterior del avión, las marcas en el terreno, el daño en el avión y la distribución de restos se examinaron en detalle.

Las características de las marcas iniciales en la pista dejaban claro que en ese punto el tren de morro había sufrido un importante desplazamiento, permitiendo que la parte inferior del fuselaje contactara con la pista. Las correspondientes marcas de distorsión y abrasión en el fuselaje eran totalmente consistentes con esta observación. El propio tren de morro fue encontrado todavía montado en el compartimento auxiliar («doghouse») en la parte final del recorrido de los restos. Este hecho, junto con el espaciado de las ralladuras que formaban parte de las marcas iniciales y el daño de abrasión apreciado en parte de dicho compartimento auxiliar, indicaba que se había separado del pozo de las ruedas y se había desplazado con el tren de morro. Las marcas de abrasión también indicaban que las uniones de la barra de arrastre se habían desgarrado. Otras marcas sugerían que el tren había girado ligeramente hasta que quedó detenido por contacto con la pared trasera del «doghouse». El compartimento de las ruedas fue presionado hacia arri-

ba hasta entrar en contacto con el piso de la cabina, pero no se encontraron evidencias que indicaran en qué momento del recorrido por el terreno había ocurrido esto.

El contacto de la estructura del tren de morro y la parte delantera del fuselaje con la pista fue seguido al momento por el contacto de la parte inferior de la góndola del motor 2 (derecho). Con el fuselaje en contacto con la pista la actitud del avión hubiera sido de alrededor de 7° morro abajo (véase Figura 33 en el Apéndice A) y hubieran bastado unos pocos grados de alabeo para hacer que la góndola tocara también la pista. Estas conclusiones de las partes que tocaron la pista estaban soportadas por la información disponible sobre la distribución de los restos desprendidos.

Los datos del DFDR indicaban que no había habido un apreciable ángulo de cabeceo morro abajo durante el primer contacto del G-BYAG con la pista y por ello éste podría no haber sido el punto en el que el fuselaje delantero había golpeado la pista. Esos datos indicaban que durante el bote de 1,9 seg el avión se había desplazado aproximadamente 140 m a lo largo de la pista antes de producirse el segundo contacto. Las indicaciones de que probablemente no se habían empezado a desprender partes del avión antes de las marcas iniciales sobre la pista, sugerían que el fallo de la estructura de soporte del tren de morro no había ocurrido antes de ese punto. Esto era consistente con la conclusión del fabricante de la aeronave, basada en datos del DFDR, de que las cargas sobre el tren en la primera toma habrían estado dentro de lo tolerable por la estructura. Sin embargo, en la segunda toma las cargas habrían excedido considerablemente esa capacidad.

Por lo tanto, se llegó a la conclusión de que las sujeciones del compartimento auxiliar fallaron en la segunda toma, inmediatamente antes del comienzo de las marcas iniciales. Este hecho produjo un fuerte desplazamiento con rotación del tren de morro y el «doghouse» como un conjunto único, permitiendo que partes de ese compartimento auxiliar, la zona delantera del fuselaje y la góndola N.º 2 entraran en contacto con la pista.

La primera toma, por lo tanto, habría ocurrido unos 140 m antes del comienzo de las marcas sobre la pista. La situación y orientación de esas marcas indicaban que el avión estaba desplazándose paralelo al eje de la pista, 3 m a su derecha, en el momento en el que se produjeron las marcas. El DFDR mostraba que no había habido un cambio apreciable de rumbo entre la primera y la segunda tomas. Por tanto, se llegó a la conclusión de que el avión G-BYAG había realizado su primera toma aproximadamente a 417 m desde el inicio de la pista 20, probablemente unos pocos metros a la derecha del eje de la pista.

2.4.3. Recorrido inicial por la pista

Tanto las declaraciones de la tripulación y las de los pasajeros como el cese de la grabación del DFDR y el CVR sugerían que la mayoría o todas las alimentaciones eléctricas

cas normales desaparecieron poco después del segundo contacto. La iluminación de emergencia de la cabina se encendió casi inmediatamente. Se encontraron fuertes daños en el MEC y sus componentes eléctricos y electrónicos, pero no había evidencias claras de cuándo se habían producido esos daños. Parecía que al menos algún daño se había producido por el desprendimiento del tren de morro y del «doghouse» del fuselaje en la última parte del recorrido por el terreno. De ese modo, se habría enmascarado el daño del MEC que hubiera ocurrido antes.

El progresivo desvanecimiento de las marcas iniciales sobre la pista con la distancia, seguida por un segundo conjunto de marcas que también se difuminaban con la distancia, indicaban que el avión había oscilado algo en cabeceo después de la segunda toma. Las huellas que comenzaban poco después del segundo conjunto de marcas y continuaban hacia el montículo eran claramente huellas de neumáticos dejadas por el G-BYAG y mostraban que el avión había rodado sobre las tres patas del tren. También se mostraba claramente que el tren de morro y el compartimento auxiliar ya se habían desplazado lo suficientemente como para permitir un breve contacto de la parte delantera del fuselaje (véase punto 1.12.1.2). Por lo tanto, se llegó a la conclusión de que el conjunto tren de morro-compartimento auxiliar que se había desprendido estructuralmente había girado y se había empotrado en el fuselaje delantero de tal modo que los neumáticos de ese tren permanecían en contacto con la pista, rodando de modo aparentemente normal y aguantando el morro del avión. Parecía probable que el tren de morro y el compartimento auxiliar asumieran una posición como la mostrada en la Figura 33 del Apéndice A, lo que era consistente con el daño observado en las vigas del piso de la cabina (véase Figura 27.1).

Era posible que el daño del fuselaje delantero hubiera podido afectar al FEC y causara la pérdida de la alimentación de las baterías del avión. El desplazamiento estimado del tren de morro y su estructura habría causado severos daños e invasión del espacio del MEC y fuertes daños a los equipos eléctricos y electrónicos alojados en su interior. Los paneles de control de ambos generadores movidos por los motores, que constituyen la principal fuente de energía del avión, estaban situados inmediatamente detrás del «doghouse» y esto los hacía particularmente vulnerables.

Por lo tanto, se concluyó que el daño a los componentes eléctricos del MEC producido por el fuerte desplazamiento del tren de morro y del «doghouse» había causado la pérdida de la mayoría o de todas las fuentes de alimentación eléctrica normal del avión en la segunda toma de tierra. El daño al FEC también podría haber contribuido a este hecho.

2.4.4. Segunda parte del recorrido por la pista

La inspección del lugar del accidente mostró que el avión había viajado considerablemente más lejos de lo que se hubiera podido esperar después del fallo de la estructura soporte del tren de morro, y sugería que este hecho había sido responsable de la mayor

parte del daño del avión. Puesto que el cese de grabación de datos del DFDR en la segunda toma significaba que no había evidencia directa de la operación de los sistemas de mando o de deceleración durante el recorrido por el terreno, esos factores fueron evaluados a partir de las marcas en el terreno y el estado de los restos del avión.

Se encontró daño severo y/o interferencia en los recorridos de los cables de control de frenos, reversa de empuje y timón de dirección, asociado con el desplazamiento de la estructura de tren de morro. Dado que se tienen evidencias de que ese desplazamiento ocurrió en el momento de la segunda toma (véase punto 2.4.3), es muy probable que muchos de esos efectos ocurrieron en ese lugar. También es posible que el movimiento subsiguiente del «doghouse» durante el recorrido por el terreno produjese otros efectos en dichos sistemas. Por lo tanto, es probable que el avión G-BYAG sufriera fallo, bloqueo u operación no comandada de algunos o todos esos sistemas durante el recorrido por la pista.

Las características de las marcas sobre la pista, particularmente en la última parte del recorrido antes de que el avión se saliese de la superficie asfaltada, sugerían que pudo haberse producido alguna frenada de las ruedas del tren principal, aunque las evidencias no eran concluyentes al respecto. La pérdida de alimentación eléctrica hubiera inhabilitado el sistema de frenada automática. La naturaleza del daño en ambos motores indicaba que continuaron funcionando y, por lo tanto, deberían haber seguido proporcionando potencia hidráulica. También los acumuladores deberían haber mantenido presión hidráulica durante un cierto período. Sin embargo, la pérdida de alimentación eléctrica debería haber inutilizado también el sistema antiskid. En ese caso, sería previsible que la aplicación de pedal de frenos habría bloqueado las ruedas del tren principal, y no había signos de que esto hubiera ocurrido, excepto posiblemente de modo momentáneo. La intensidad de frenada que hubo en la pista no pudo, por tanto, ser establecida.

La efectividad de la frenada se vería normalmente muy incrementada por el despliegue de los spoilers en tierra, pero esto probablemente no ocurrió debido a la pronunciada actitud de morro abajo que adquirió el avión. El despliegue de los spoilers también proporcionaría algo de resistencia. Las evidencias recogidas indicaban que los spoilers estaban totalmente retraídos al final del recorrido. No había signos de cuándo había ocurrido ese repliegue, pero es probable que el bote del avión después del primer contacto seguido por la pérdida de energía eléctrica hubiera impedido su despliegue.

Las reversas de empuje se encontraron retraídas y los indicios sugerían que probablemente no se habían desplegado en ningún momento. La resistencia aerodinámica total durante el recorrido por la pista hubiera sido apreciablemente mayor que la normal debido a la actitud de morro abajo del avión.

Por lo tanto, no se pudo determinar las diversas fuerzas de frenado que actuaron durante el recorrido por el terreno, pero es probable que no hubiese despliegue de spoilers ni de reversa de empuje y que no se produjese un frenado de ruedas de magnitud apreciable.

En el peor de los casos que se podía haber esperado, ambos motores hubieran estado al ralentí y la principal fuerza de frenado hubiera sido la resistencia aerodinámica mayor de lo normal. Se considera que en ese caso la velocidad respecto al suelo se hubiera reducido apreciablemente de los 140 kt que llevaba en el primer contacto hasta el momento en el que el G-BYAG abandonó la pista 1.140 m después.

Consideraciones similares también se aplicarían al control direccional del avión. Es posible que el desvío fuera de la pista se debiese a un efecto de giro producido por el tren de morro que estaba desplazado, por frenado asimétrico o empuje asimétrico no comandados, o por movimiento del timón de dirección, o bien por una combinación de ellos, aunque la causa real no se pudo determinar.

2.4.5. *Recorrido fuera de la pista*

Las marcas en el terreno indicaban que el G-BYAG fue frenado en varias etapas después de abandonar la pista. La zona de hierba de los alrededores era relativamente blanda y las huellas de los neumáticos bastante profundas en algunos sitios, lo que indicaban una apreciable y continua resistencia al giro de las ruedas durante esta etapa del recorrido que tenía 343 m de longitud. La regularidad del espaciado de las huellas del tren principal antes de llegar al montículo indicaba que las patas del tren principal y su estructura soporte no habían sufrido daños importantes hasta ese punto.

El paso del avión sobre el montículo, con su perfil muy pronunciado y fuertes marcas sobre el terreno, significó un apreciable efecto de deceleración adicional. Después vinieron impactos de moderada intensidad con árboles y una serie de golpes oblicuos con la valla. En la zona final en la que se detuvo el avión, la cantidad de socavones y el fallo de las sujeciones del tren principal, plantas motrices y otros componentes indicaban de nuevo una importante deceleración. Las profundas marcas dejadas por el avión en el suelo de la zona durante el deslizamiento de 244 m que realizó en la parte final de su recorrido indicaban claramente altas fuerzas de deceleración que finalmente detuvieron el avión.

Por lo tanto, estaba claro que una cantidad muy importante de energía se había disipado para poder detener el avión y que la velocidad respecto a tierra cuando había abandonado la pista había sido inesperadamente alta. El hecho de que el avión se hubiese levantado de nuevo del suelo al pasar sobre el montículo durante una apreciable distancia corrobora esa apreciación. Estas consideraciones estaban también apoyadas por la estimación de velocidad basada en la mediciones de las oscilaciones en cabeceo del carretón de la pata derecha del tren, que indicaban una velocidad en el intervalo de 142-191 kt poco después de que el avión abandonase la pista.

En definitiva, las evidencias sugerían con bastante fuerza que el G-BYAG no deceleró durante su recorrido de 1.000 m sobre la pista y probablemente se aceleró considerablemente después del segundo contacto. Como esto se consideró no consistente con

los efectos de la pendiente de la pista o el empuje de ralentí sobre el avión, sólo pudo haberse producido por un incremento de empuje en uno o ambos motores.

Aunque no había datos o signos para establecer directamente los valores de empuje después de la pérdida de datos del DFDR, el incremento de empuje no comandado era consistente con el daño encontrado en los cables de control de los motores. En cada planta motriz, el cable «B» había sido cortado, aparentemente por el desplazamiento del compartimento auxiliar, mientras que el cable «A» permanecía intacto entre la polea delantera y la del pilón del motor. El corte del cable «B» liberaría la tensión en ese lado del circuito del cable de control y causaría que el cable «A» bajo tensión hiciera rotar la polea del pilón en la dirección de incrementar el empuje del motor. Cualquier desplazamiento lateral del cable «A» por el «doghouse», bien directamente o debido al desplazamiento de partes fracturadas de las vigas del piso de la cabina, incrementaría todavía más el empuje no comandado.

El punto del recorrido en el que se produjeron los daños a los cables de control no se pudo determinar claramente, aunque es muy posible que hubiese sido en el segundo contacto, dado el desplazamiento del compartimento auxiliar que ocurrió ahí (punto 2.4.3). También se podría haber producido en ese punto el desplazamiento de uno o ambos cables «A» de motores. Por lo tanto, se llegó a la conclusión de que el desplazamiento de la estructura soporte del tren de morro en la segunda toma de tierra causó daño y desplazamiento a los cables de mando de las plantas motrices que produjeron un significativo incremento no comandado del empuje en uno o ambos motores. El resultado de este incremento fue que, cuando el avión abandonó la pista, tenía probablemente una velocidad mayor que cuando tomó tierra por primera vez, probablemente en una cantidad muy apreciable, y además pudo haber causado o contribuido al desvío del avión del eje de la pista.

2.5. Supervivencia

2.5.1. General

El avión sufrió un fuerte daño durante su larga carrera a alta velocidad por la pista y sus alrededores atravesando considerables obstáculos. A pesar de ello, cualquier variación apreciable de su trayectoria habría implicado un recorrido más desfavorable, bien por el terraplén, bien por el montículo y arboleda, que habría resultado en un daño todavía considerablemente mayor. Afortunadamente, el contacto con el montículo fue lo suficientemente oblicuo y se hizo de un modo tal que el avión pasó sobre él sin romperse y nivelándose para volver a contactar con el terreno en una actitud relativamente plana.

También hubo fortuna en el hecho de que no se produjo fuego, sobre todo teniendo en cuenta el gran daño producido en el sistema eléctrico y la invasión del depósito de

combustible del plano izquierdo por el motor N.º 1 que estaba caliente. Es posible que la lluvia torrencial y el barro inundado tendieran a evitar fuentes potenciales de ignición.

2.5.2. *Cabina*

El avión se detuvo con la cabina severamente dañada, particularmente en las dos zonas de rotura del fuselaje. Los daños incluían:

- Fuertes roturas en nueve filas de asientos, incluyendo el desprendimiento de cuatro filas y el apilamiento de otras tres filas juntas.
- Deformación del piso, formando un gran escalón en la cabina central.
- Desprendimiento de un maletero de techo y desplazamiento de otros.
- Apreciable incursión de un conducto de aire y un monitor de televisión en el espacio de la cabina.
- Desplazamiento y/o desprendimiento de paneles de techo, PSU, paquetes de baterías, bandejas de asiento y equipaje de mano en cabina.

La mayor parte de estos efectos era directamente atribuible al daño estructural en las roturas del fuselaje y se estimó que la cabina se había comportado generalmente bien dadas las circunstancias. Una circunstancia particularmente notable era que ningún maletero de techo se había desplazado bajo los efectos de las cargas de inercia. Sin embargo, el desplazamiento y/o desprendimiento de un apreciable número de PSU parece no justificado. Las unidades tenían un peso apreciable y bordes relativamente afilados, estaban situadas encima y cerca de los pasajeros y tenían claramente el potencial para causar heridas serias si hubieran caído. Es posible que el desplazamiento y el desprendimiento pudieran haberse evitado fácilmente mediante el uso de un cierre más firme y con bisagras más resistentes. Igualmente, parecía que se podía conseguir una mejora en la retención de los paquetes de baterías de las luces de salida. Por lo tanto, se recomienda que el fabricante de la aeronave tome medidas tendentes a asegurar la adecuada seguridad en cabina o resistencia a choques de las PSU y las baterías de los letreros de salida del B-757. También se recomienda al fabricante y a las autoridades de certificación que evalúen la necesidad de medidas similares en otros tipos de aeronave y tomen las acciones adecuadas.

2.5.3. *Daños personales*

Las causas detalladas de las heridas sufridas por un número de ocupantes no se pudieron determinar, aunque se sabe que no se originaron heridas graves generalizadas a consecuencia de las fuerzas sufridas durante el recorrido por el terreno y los daños en cabina. Sin embargo, un pasajero falleció con posterioridad como resultado de heridas sufridas en el accidente, aunque es posible que fuera más vulnerable debido a su estado médico previo al accidente.

Las evidencias indicaban que las heridas del comandante se debían a que se golpeó la cabeza con el marco del parabrisas izquierdo, probablemente durante la última parte del recorrido en tierra. Este marco no tenía ningún tipo de acolchamiento. Los pilotos llevaban puestos los arneses de hombros y estas heridas no parecían coherentes con el hecho de que la cabina de vuelo había sobrevivido prácticamente intacta y la supervivencia de la tripulación de vuelo no había sido puesta en peligro por otras causas. Aparte de los efectos directos de las heridas, el hecho de que el comandante quedara incapacitado temporalmente en un momento potencialmente crítico podría haber afectado adversamente las operaciones de aseguramiento de los sistemas del avión y evacuación.

La posición del selector de las correas del arnés de hombros de ambos pilotos era «bloqueado» («lock») o manual, cuando la posición normal, de acuerdo al fabricante de la aeronave, hubiera sido «automático» para que funcionaran sus carretes de inercia. El operador utilizaba la posición de «bloqueado» para condiciones de vuelo turbulento. No pudo determinarse la posible influencia de ambas posiciones en las heridas sufridas por el piloto al mando. Sin embargo, se considera que las condiciones de seguridad frente a impactos en cabina de vuelo podrían mejorarse con la adición de acolchado a ese marco del parabrisas. Por lo tanto, se recomienda a la FAA que requiera al fabricante del B757 que tome medidas para mejorar la protección de los miembros de la tripulación de vuelo sujetos a cargas de inercia contra impactos con componentes de la cabina de vuelo mientras están sujetos por sus arneses, cuando el selector se encuentre en la posición de «bloqueado» o «manual».

2.5.4. *Evacuación*

Las causas de la dificultad que, según los testimonios recogidos, apareció para abrir algunas puertas del lado derecho de la cabina no pudieron ser totalmente establecidas. La investigación mostró que ninguna había sido afectada significativamente por deformación, pero no fue posible realizar ensayos completos con los sistemas de asistencia a la apertura. Es probable que en algunos casos, con el apreciable alabeo a la izquierda del fuselaje, el peso de la puerta hubiera impedido su apertura lo suficiente como para activar el sistema de asistencia. En otros casos, mientras que el sistema de asistencia había operado, parecía que no había tenido suficiente potencia para abrir la puerta totalmente contra su propio peso.

El único problema con la apertura de las puertas del lado izquierdo afectó a la puerta L3, y fue atribuido a la deformación del marco de la puerta. Parecía poco probable haber podido evitar este hecho de modo razonable, dada la cercanía de esta puerta a una rotura del fuselaje.

No hubo problemas de inflado de rampas. El fallo de algunas de ellas para inflarse y desplegarse se debió a su poca altura respecto al suelo. Si se hubieran inflado, habrían quedado prácticamente en posición horizontal y probablemente habrían retrasado o

impedido la evacuación. En los casos en los que se desplegaron pero no se inflaron representaron un peligro potencial para las personas que estaban evacuando el avión, pero este hecho parecía inevitable en esa situación.

Después de la conmoción y las heridas sufridas como resultado del recorrido en tierra, los ocupantes se vieron enfrentados a una serie de obstrucciones significativas para la evacuación, que incluían un alabeo apreciable del piso, desplazamiento, desprendimiento y/o incursión de objetos en el espacio de la cabina, inutilización de tres de las ocho salidas, y oscuridad, lluvia torrencial y barro espeso en el exterior. Pese a ello, las informaciones dadas por la tripulación y los pasajeros sugieren que la evacuación de la cabina se completó con rapidez.

2.5.5. *Búsqueda del avión y rescate de los ocupantes*

La activación de la alarma de emergencia del aeropuerto fue rápida, pese a que el controlador había perdido de vista al avión, y ocurrió aproximadamente 45 segundos después del segundo impacto, después de que intentara contactar por radio sin resultado. Puesto que el botón parecía no funcionar, el controlador llamó al SEI por línea de teléfono dedicada para confirmar la activación de la alarma.

El plan de emergencia del aeropuerto fue entonces activado, en una situación de lluvia torrencial junto con una serie de apagones en todas las instalaciones del aeropuerto excepto en la torre de control, con su equipo de emergencia para suministro de electricidad ininterrumpido.

En respuesta a una pregunta del equipo de bomberos respecto a la posición del avión, el controlador dudó, puesto que no había tenido una clara vista de él ni incluso evidencia de que se hubiera producido un accidente. Sin embargo, parecía que sospechaba que algo fuera de lo normal había sucedido y dirigió al equipo de rescate al área del extremo sur de la pista. La confirmación de que los vehículos del SEI estaban en el umbral de la pista 02 llegó 6 min después de la activación de la alarma. Aunque este valor excedía el máximo tiempo previsto de respuesta, puede que no fuera exagerado dadas las adversas circunstancias.

El encontrar los restos principales del avión en la oscuridad y fuerte lluvia habría sido claramente difícil, dado que no estaba iluminado y se encontraba fuera de los límites del aeropuerto y a unos 8-9 m por debajo del nivel local de la pista. Tras haber recorrido toda la pista sin ver el avión, los vehículos extendieron la búsqueda al oeste de la misma. Sin embargo, los vehículos quedaron atascados en el terreno embarrado por la lluvia y no pudieron alcanzar el camino perimetral a través de esa ruta. Se considera que sería necesario hacer esfuerzos adicionales para reducir los tiempos de localización de aeronaves en condiciones meteorológicas adversas, así como de llegada a la cabecera de la pista, por lo que se considera conveniente emitir una recomendación de seguri-

dad para que AENA incremente tanto el entrenamiento como los medios disponibles para los equipos de emergencia.

Unos 15 min tras la activación, los vehículos del SEI pudieron alcanzar el camino perimetral al oeste yendo por una ruta diferente, y localizaron los restos del avión 3 min después. En ese momento el accidente fue confirmado y se solicitaron servicios de rescate exteriores al aeropuerto. Los pocos minutos adicionales que llevó el llegar hasta los ocupantes del avión se debieron a que la valla perimetral había permanecido intacta en la zona de la carretera más cercana a los restos principales.

Algunos testimonios indicaron que había habido una apreciable confusión en el rescate de los ocupantes y en la prioridad dada al tratamiento de las heridas. Es probable que esto se produjera por los efectos combinados de la magnitud del suceso en un aeropuerto con poco volumen de tráfico estacional, las adversas condiciones ambientales y dificultades de comunicación debidas al idioma.

2.6. Modo de fallo del tren de morro

Las heridas causadas por el accidente y la mayor parte del daño a la aeronave resultaron del recorrido por el terreno a alta velocidad a través de importantes obstáculos. Si los motores hubieran permanecido a ralentí después del aterrizaje, es probable que el avión se hubiera detenido en la pista o, a lo peor, se hubiera salido de ella a relativamente baja velocidad. La inhabilitación de los spoilers, reversa de empuje y sistema anti-skid debido al daño en el MEC hubiera sido indeseable, pero probablemente no hubiera sido crítico, y el daño hubiera quedado limitado posiblemente a las zonas de la estructura soporte del tren de morro y del MEC y a los neumáticos del tren principal. De ese modo, el incremento no comandado de empuje de los motores debido a la interferencia de «doghouse» que se había desplazado contra los cables de control de la planta de potencia fue el factor que provocó que las consecuencias del accidente fueran potencialmente catastróficas en lugar de relativamente menores.

Al parecer, un efecto similar de incremento no comandado de empuje había ocurrido probablemente en un caso anterior de sobrecarga del tren de morro de un B757. El informe sobre el accidente del PH-TKC (véase punto 1.18.2) mostró que el avión había rodado casi 3 km a lo largo de la pista tras el aterrizaje y después otros 100 m en terreno blando antes de quedar detenido. Este largo desplazamiento por el terreno había ocurrido pese a la anormalmente alta absorción de energía que al parecer habían realizado los frenos, como se puso de manifiesto al incendiarse éstos. De ese modo, hubo claras indicaciones de que el empuje de al menos uno de los motores había estado por encima de ralentí. Este hecho era totalmente congruente con los daños que, según se informó, se encontraron en los cables de control del motor N.º 1, que era similar al del G-BYAG. También hubo daños generalizados en el MEC y en pérdida de alimentación eléctrica en el PH-TKC.

El modo de fallo de la estructura de soporte del tren de morro era muy similar en ambos casos y se estima que sería probable que se reprodujera en cualquier situación en la que el tren de morro de un B757 experimentara una sobrecarga hacia arriba y hacia atrás. Por lo tanto, se recomienda a la FAA que requiera al fabricante del B757 que tome medidas para evitar el riesgo potencial de daños a los sistemas de la aeronave como resultado de rotura por sobrecarga de la pata de morro o su estructura soporte. En particular, estas medidas deberían evitar que se produzca un incremento de empuje no comandado.

3. CONCLUSIONES

3.1. Compendio

3.1.1. Aeronave

1. La aeronave tenía un certificado de aeronavegabilidad en vigor y según sus registros había sido mantenida de acuerdo a un programa de mantenimiento aprobado.
2. No se encontraron evidencias de malfuncionamiento de ningún equipo o parte de la aeronave previos a su impacto con la pista.
3. El avión contactó con la pista por primera vez en la zona normal de toma.
4. En la primera toma de tierra había una elevada velocidad de descenso y el avión botó.
5. Los spoilers estaban armados pero probablemente no se desplegaron en el primer contacto con la pista debido a que no se activó la lógica aire-tierra antes de que el avión botara.
6. El movimiento rápido y sostenido hacia delante de la columna de control después de la toma inicial hizo que el avión adoptara una velocidad angular excesiva de cabeceo morro abajo.
7. En la segunda toma, el contacto con la pista del tren de morro a alta velocidad angular de cabeceo hizo que se sobrecargase la estructura soporte del tren de morro y causó su desplazamiento en el fuselaje.
8. El daño resultante del desplazamiento de la estructura soporte de la pata de morro causó la pérdida casi total de energía eléctrica de la aeronave, inhabilitando los sistemas de spoilers y frenada automática, y afectó severamente los sistemas de control de la célula y de los motores.
9. Las reversas de empuje probablemente no se desplegaron, y no se pudo determinar si se seleccionó empuje de reversa, y aunque se hubiera seleccionado, el daño en sus cables de mando habría impedido su despliegue.
10. La interferencia, debido a su desplazamiento, de la estructura soporte del tren de morro con los cables de control del motor causaron un significativo incremento no comandado de empuje en uno o los dos motores después de la toma de tierra.
11. El incremento no comandado de empuje, junto con la inhabilitación de la frenada automática, spoilers, reversas y posiblemente la capacidad de frenada manual

causó un largo desplazamiento de la aeronave por el terreno a alta velocidad que produjo un daño potencialmente catastrófico.

12. Se habían producido con anterioridad otros accidentes que habían provocado el desprendimiento de la estructura soporte de la pata de morro de B757 con el resultado de pérdida total de energía eléctrica y, al menos en un caso, probablemente hubo un incremento no comandado del empuje. No se habían realizado modificaciones relevantes de la pata de morro, su estructura de soporte, o la disposición de los sistemas del avión como consecuencia de esos accidentes.
13. La cabina del avión y su equipamiento interior generalmente se comportaron bien durante los impactos con el suelo, aunque la distorsión de ciertos componentes interiores parecía no justificada.
14. El comandante quedó inconsciente durante el recorrido en tierra cuando se golpeó en la cabeza con el marco del parabrisas de la cabina de vuelo, que no estaba acolchado.

3.1.2. *Tripulación de vuelo*

1. La tripulación no pudo obtener información meteorológica en ruta de la evolución de las tormentas.
2. La tripulación era consciente de las condiciones meteorológicas generales que existían alrededor del aeropuerto, tormenta con aparato eléctrico y lluvia fuerte antes de iniciar la aproximación.
3. La decisión sobre la cantidad de combustible a la salida subestimó el pronóstico meteorológico en los aeropuertos de destino y los alternativos más próximos.
4. La tripulación usó el radar meteorológico de a bordo.
5. La tripulación había cumplido con los requisitos de períodos de actividad y descanso.
6. La tripulación no pudo completar la primera aproximación y realizó un «motor y al aire».
7. No hubo cizalladura del viento significativa que afectara a las actuaciones del avión durante la aproximación final.
8. Durante la aproximación final la trayectoria de vuelo se desestabilizó verticalmente por debajo de la altura de decisión.

9. Un régimen de descenso excesivo momentos antes de la toma de tierra causó la aparición del aviso de precaución de «SINK RATE» y la supresión de algunos de los avisos automáticos de altura normales.
10. No hay constancia de que la tripulación hubiera recibido entrenamiento específico en simulador de vuelo para realizar «motor y al aire» por debajo de la altura de decisión, ni existían requisitos normativos para que ese entrenamiento fuera obligatorio.
11. La ausencia de rotación final antes de la toma fue probablemente causada por un efecto de incapacitación del comandante cuando las luces de pista se apagaron poco antes de la toma, ilusión visual después de quedarse sin luces y/o por la pérdida de los avisos automáticos de altura usuales.
12. En el momento de la toma de tierra, probablemente quedaba a bordo del avión una cantidad de combustible inferior a la mínima requerida por la política de la compañía operadora para aproximación frustrada y desvío al alternativo, aunque estaba dentro de las excepciones establecidas en dicha política.

3.1.3. *Servicios ATS e instalaciones del Aeropuerto*

1. No se proporcionó a la tripulación información detallada sobre la evolución e intensidad de la tormenta. El controlador de la torre del Aeropuerto de Girona no disponía de información sobre la evolución de la tormenta.
2. Las cartas comerciales usadas en la aproximación final no incluían la información del AIP España de que la senda de planeo del ILS no era utilizable por debajo de 260 ft AGL.
3. La alimentación principal de electricidad del aeropuerto y de sus alrededores falló inmediatamente antes de la toma del avión.
4. El fallo de la alimentación eléctrica se produjo probablemente por la fuerte lluvia y la actividad tormentosa cerca del aeropuerto. Pruebas posteriores demostraron que los servicios eléctricos de emergencia restablecían la alimentación dentro de los 15 seg especificados por OACI.

3.1.4. *Búsqueda y salvamento*

1. Todos los pasajeros permanecieron conscientes, asegurados por los cinturones de sus asientos y no sufrieron heridas lo bastante graves como para impedir su rápida evacuación.

2. Los vehículos de los servicios de extinción de incendios y salvamento del aeropuerto tardaron aproximadamente 6 min en llegar a la pista después de la activación de la alarma.
3. Los servicios de extinción de incendios y salvamento tardaron alrededor de 18 min en localizar los restos de la aeronave en las duras condiciones meteorológicas tras el accidente, y los alcanzaron unos 14 min después, y en ese momento todos los pasajeros habían evacuado ya el avión.
4. Desde la aeronave no se usó iluminación ni ningún tipo de señal para ayudar a los equipos de emergencia a su localización.

3.1.5. *Registradores de vuelo*

1. Después de la segunda toma de tierra se perdieron o grabaron lecturas erróneas de parte de los datos del DFDR, probablemente debido a la distorsión en la alimentación eléctrica del avión.
2. La grabación de datos y sonidos en los registradores de vuelo cesó poco después de la segunda toma, probablemente debido a la pérdida de alimentación eléctrica del avión.

3.2. Causas

Se considera que la causa más probable del accidente fue la desestabilización de la aproximación por debajo de la altura de decisión con pérdida de las referencias visuales externas y de los avisos automáticos de altura inmediatamente antes del aterrizaje, con el resultado de un contacto con la pista con excesiva velocidad de descenso y en actitud de morro abajo. El desplazamiento resultante en la estructura de soporte de la pata de morro causó daños a los sistemas del avión que produjeron un incremento de empuje no comandado y otros efectos que agravaron mucho las consecuencias del primer suceso.

Se considera que los siguientes factores pudieron contribuir al accidente:

1. Degradación de las condiciones visuales ambientales como resultado de la oscuridad y fuerte lluvia, y el subsiguiente fallo eléctrico de las luces de pista poco antes de la toma.
2. Supresión de algunos avisos automáticos de altura por el aviso de «SINK RATE» del GPWS.

3. Bloqueo o saturación mental del PF cuando las luces de pista fallaron y que pudo impedirle tomar la decisión de iniciar un «motor y al aire».
4. Ausencia de entrenamiento específico en simulador de vuelo para iniciar un «motor y al aire» por debajo de la altura de decisión.
5. Evaluación insuficiente de las condiciones meteorológicas, en particular la evolución e intensidad de la tormenta que afectaba al aeropuerto.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

- REC 26/04.** Se recomienda a la FAA que requiera al fabricante del B757 que tome medidas para evitar el riesgo potencial de daños a los sistemas de la aeronave como resultado de rotura por sobrecarga de la pata de morro o su estructura soporte. En particular, esas medidas deberían dirigirse a evitar el incremento no comandado de empuje.
- REC 27/04.** Se recomienda al fabricante de la aeronave que evalúe la posibilidad de modificar el procedimiento o el diseño del sistema de avisos del avión para minimizar la posibilidad de que las tripulaciones de B757 puedan dejar inadvertidamente extendidos los aerofrenos con empuje de motor por encima de ralentí.
- REC 28/04.** Se recomienda a la FAA que requiera al fabricante de la aeronave B757 que tome medidas para mejorar la protección de los pilotos contra impacto con elementos de la cabina de vuelo por cargas de inercia mientras están sujetos por sus arneses con el selector en posición de «manual» o «bloqueado».
- REC 29/04.** Se recomienda al fabricante de la aeronave B757 que tome medidas encaminadas a asegurar la adecuada protección contra impacto de las PSU y baterías de letreros iluminados de salida.
- REC 30/04.** Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad de la Aviación (EASA) que evalúe la posibilidad de hacer obligatorios los requisitos de formación de tripulaciones de vuelo para entrenar maniobras de motor y al aire por debajo de la altura de decisión, con la intención de reducir el tiempo de respuesta ante situaciones imprevistas.
- REC 31/04.** Se recomienda al operador de la aeronave que revise sus procedimientos de planificación de vuelo y autorizaciones de modo que se tengan en cuenta las condiciones meteorológicas probables en los aeropuertos de destino y alternativos, incluyendo tormentas.
- REC 32/04.** Se recomienda al operador del Aeropuerto de Girona que evalúe la posibilidad de modificar las características físicas de la franja de pista para cumplir con las recomendaciones del Anexo 14 de OACI en cuanto a nivelación y pendientes.
- REC 33/04.** Se recomienda a AENA que evalúe la posibilidad de incrementar el entrenamiento y los medios disponibles para mejorar la búsqueda de aeronaves accidentadas en aeropuertos y reducir el tiempo de su localización e intervención en condiciones meteorológicas adversas y de visibilidad reducida.

- REC 34/04.** Se recomienda a AENA que establezca en las torres de control procedimientos normalizados que incluyan listas de comprobación para evitar y detectar errores de ejecución y de omisión en las tareas de control, así como que se incremente la formación de controladores en la determinación de qué información meteorológica se debe proporcionar a las tripulaciones.
- REC 35/04.** Se recomienda al Instituto Nacional de Meteorología que, en colaboración con los servicios de tránsito aéreo, establezca un sistema normalizado para poder informar a las tripulaciones de las aeronaves en vuelo sobre la evolución e intensidad de las tormentas, particularmente de aquellas que puedan representar un peligro para las operaciones en las áreas de ascenso inicial y aproximación a los aeródromos.