



**COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL**

Informe técnico A-070/2004

Accidente ocurrido el día
28 de noviembre de 2004,
a la aeronave BOEING 737,
matrícula PH-BTC, en el
Aeropuerto de Barcelona

EDICIÓN 2



MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-070/2004

**Accidente ocurrido el día 28 de noviembre de 2004,
a la aeronave BOEING 737, matrícula PH-BTC,
en el Aeropuerto de Barcelona**

EDICIÓN 2



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

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

Diseño cubierta: Carmen G. Ayala

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

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

Índice

Abreviaturas	vii
Sinopsis	ix
1. Información factual	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.1.1. Despegue del Aeropuerto de Ámsterdam-Schiphol	1
1.1.2. Crucero a Barcelona	1
1.1.3. Aproximación y aterrizaje en el Aeropuerto de Barcelona	2
1.1.4. Evacuación de la aeronave	4
1.1.5. Atención a los pasajeros después del accidente	5
1.2. Lesiones de personas	6
1.3. Daños a la aeronave	6
1.4. Otros daños	6
1.5. Información personal	6
1.5.1. Piloto al mando	6
1.5.2. Copiloto	6
1.5.3. Sobrecargo o jefe de tripulantes de cabina (CA-1)	7
1.5.4. Tripulante de cabina 2 (CA-2)	8
1.5.5. Tripulante de cabina 3 (CA-3)	8
1.5.6. Tripulante de cabina 4 (CA-4)	9
1.6. Información de aeronave	9
1.6.1. Célula	9
1.6.2. Descripción de la aeronave	9
1.7. Información meteorológica	16
1.8. Ayudas para la navegación	16
1.9. Comunicaciones	16
1.10. Información de aeródromo	18
1.10.1. Aeropuerto de Barcelona	18
1.10.2. Control de aves en el Aeropuerto de Ámsterdam	22
1.11. Registradores de vuelo	23
1.11.1. Registrador de voz en cabina (CVR)	23
1.11.2. Registrador de datos de vuelo digital (DFDR)	23
1.11.3. Registrador de datos de acceso rápido («Quick access recorder», QAR)	32
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	33
1.12.1. Zona de impacto	33
1.12.2. Huellas en la pista y marcas en el terreno	35
1.12.3. Distribución de los restos	36
1.12.4. Estado de los controles e indicadores de la aeronave	36
1.13. Información médica y patológica	37
1.14. Incendios	37
1.15. Aspectos de supervivencia	37
1.15.1. Daños en cabina	37
1.15.2. Evacuación de la aeronave	40
1.16. Ensayos e investigación	44

1.16.1.	Inspección visual de la aeronave en la plataforma	44
1.16.2.	Inspecciones detalladas adicionales	49
1.16.3.	Ensayos realizados por KLM	54
1.16.4.	Análisis simulado de la trayectoria en tierra de la aeronave	55
1.16.5.	Identificación del ave	56
1.17.	Información sobre organización y gestión	57
1.18.	Información adicional	57
1.18.1.	Programa de control de aves OACI	57
1.18.2.	Requisitos de certificación	58
1.18.3.	Casos similares en otras aeronaves	60
1.19.	Técnicas de investigación útiles o eficaces	60
2.	Análisis	61
2.1.	General	61
2.2.	Causas de la rotura del cable	64
2.3.	Efectos de la rotura del cable	66
2.4.	Sistema de registro del vuelo	70
2.5.	Seguridad en cabina y evacuación de la aeronave	72
2.6.	Idoneidad de la configuración del campo de vuelos	76
2.7.	Plan de emergencias del Aeropuerto de Barcelona	77
3.	Conclusión	79
3.1.	Conclusiones	79
3.2.	Causas	80
4.	Recomendaciones sobre seguridad	83
Apéndices		87
Apéndice A.	Plano de las marcas sobre la pista	89
Apéndice B.	Análisis de la evacuación de emergencia del Boeing 737, matrícula PH-BTC, en el Aeropuerto de Barcelona el 28 de noviembre de 2004	95

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
ACARS	Aircraft Communications Addressing and Reporting System
ACC	Centro de Control de Área
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AIP	Publicación de Información Aeronáutica
AIR/GND	Aire/tierra
AMM	Manual de Mantenimiento de la Aeronave
AMS	Aeropuerto de Ámsterdam-Schiphol
APU	Unidad de potencia auxiliar
ATC	Control de tránsito aéreo
BCN	Aeropuerto de El Prat-Barcelona
BEA	Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile
CA-1	Jefe de tripulantes de cabina
CA-2	Tripulante de cabina 2
CA-3	Tripulante de cabina 3
CA-4	Tripulante de cabina 4
CAA	Autoridad de Aviación Civil
CB	Corta-circuitos («circuit breaker»)
CECOPS	Centro de Coordinación de Operaciones
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
cm	Centímetro(s)
CM1	Comandante o piloto al mando
CM2	Copiloto
CRES	Acero resistente a la corrosión («corrosion resistant steel»)
CS	Especificaciones de Certificación de EASA
CVR	Registrador de voces en cabina («Cockpit Voice Recorder»)
DFDMU	Unidad de Supervisión de Datos de Vuelo Digital («Digital Flight Data Monitoring Unit»)
DFDR	Registrador Digital de Datos de Vuelo («Digital Flight Data Recorder»)
DSB	Dutch Safety Board
EASA	European Aviation Safety Agency
EEC	Compartimiento de Equipos Electrónicos («Electronics equipment compartment»)
EE.UU.	Estados Unidos de América
ETA	Hora estimada de Llegada («Estimated Time of Arrival»)
EUROCAE	Organización Europea para el Equipo de Aviación Civil
EVAC	Evacuación
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulations
FCTM	Manual de Instrucción de la Tripulación de Vuelo («Flight Crew Training Manual»)
FDR	Registrador de datos de vuelo
FH	Horas de vuelo
FOD	Restos de objetos extraños («Foreign object debris»)
ft	Pie(s)
FTD	«Fleet Team Digest», publicación de información de mantenimiento
g	Aceleración de la gravedad
h	Hora(s)
hh:min:ss	Horas, minutos, segundos
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
in	Pulgada(s)
JAA	Autoridades Conjuntas de Aviación
JAR-OPS	Requisitos Conjuntos de Aviación-Operaciones
kg	Kilogramo(s)
KLM	Royal Dutch Airlines
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
LH	Izquierdo

Abbreviations

LHR	Aeropuerto de Londres-Heathrow
LMLG	Tren de aterrizaje principal izquierdo («Left main landing gear»)
m	Metro(s)
mm	Milímetro(s)
METAR	Informe meteorológico ordinario («Meteorological report»)
MLG	Tren de aterrizaje principal («Main landing gear»)
MPD	«Maintenance Planning Data»
MTOW	Máximo peso al despegue autorizado
MU	Coeficiente de fricción
NGPPA	Primera parte del cable de mando de la dirección de las ruedas de morro a través de los pedales
NGPPB	Segunda parte del cable de mando de la dirección de las ruedas de morro a través de los pedales
NLG	Tren de aterrizaje de morro («Nose landing gear»)
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.
NTSB	National Transportation Safety Board
NWS	Dirección de rueda de morro («Nose wheel steering»)
NWSA	Primera parte del cable de mando de la dirección de las ruedas de morro a través del volante
NWSB	Segunda parte del cable de mando de la dirección de las ruedas de morro a través del volante
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
P/N	Número de parte («Part Number»)
PAPI	Indicador de trayectoria de aproximación de precisión
PAS	«Passenger address system»
PCN	Número de clasificación de pavimentos
PF	Piloto a los mandos
psi	Libras por pulgada cuadrada
PSU	«Passenger Service Unit»
QAR	Registrador de acceso rápido
RH	Derecha
RMLG	Tren de aterrizaje principal derecho («Right main landing gear»)
seg	Segundo(s)
S/N	Número de serie («Serial Number»)
SSCVR	Registrador de Voces en Cabina de Estado Sólido («Solid state cockpit voice recorder»)
TAF	Pronóstico Meteorológico de area terminal («Terminal Area Forecast»)
Tiller	Nombre en inglés del volante de dirección de las ruedas de morro
TSO	Tiempo desde la revision general («Time since overhaul»)
TWR	Torre de Control ATC
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VAC	Voltios de corriente alterna («Volts alternating current»)
Vc	Velocidad de crucero de diseño («Design cruising speed»)
VOR/DME	Radiofaro omnidireccional VHF/Equipo radiotelemétrico

Sinopsis

El accidente fue notificado por teléfono a la CIAIAC el domingo 28 de noviembre de 2004 alrededor de las 20:05 h local. Investigadores de la CIAIAC se trasladaron al lugar del accidente el mismo día, inspeccionaron los restos y recuperaron los registradores de vuelo. Se notificó al Dutch Safety Board (DSB) de los Países Bajos y participó en la investigación como Estado de Matrícula y de Operación de la Aeronave. El National Transportation Safety Board (NTSB) de Estados Unidos también participó en la investigación como Estado de Diseño y de Fabricación de la aeronave. Se obtuvo apoyo técnico por parte de KLM y Boeing. El Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile (BEA) de Francia proporcionó ayuda en la descarga y descodificación de la información de los registradores de vuelo.

Durante el despegue de un vuelo regular de transporte de pasajeros desde Ámsterdam a Barcelona, la aeronave sufrió el impacto con un ave en la zona del tren de aterrizaje de morro mientras realizaba la rotación. La tripulación de vuelo informó al ATC y el vuelo continuó sin ninguna indicación anormal en cabina. Durante el recorrido de aterrizaje en Barcelona, cuando las ruedas de morro tocaron la pista, la aeronave comenzó a desviarse a la izquierda de la pista 25R. La tripulación de vuelo aplicó timón derecho, frenos y utilizaron el volante de dirección de las ruedas de morro («tiller») sin poder evitar que la aeronave se saliera de la pista a través de un terreno no asfaltado situado a la izquierda de la pista 25R. La aeronave sufrió daños importantes durante este recorrido hasta que se detuvo junto a un ancho canal de drenaje situado a unos 107 m del eje de pista.

Se realizó una evacuación de emergencia en la cual cinco pasajeros sufrieron lesiones leves. No hubo incendio.

La investigación determinó que el accidente probablemente se debió a que, durante el despegue, el impacto con un ave rompió uno de los cables del sistema de dirección de la rueda de morro de la aeronave, lo cual hizo que las ruedas de morro estuvieran giradas a la izquierda al realizar la toma en el aterrizaje provocando un desvío a la izquierda que no pudo ser contrarrestado con la deflexión máxima del timón de dirección al decelerar la aeronave. La posterior aplicación de los frenos así como otras acciones efectuadas por la tripulación no pudieron evitar que la aeronave se saliera de la superficie de la pista.

Los daños sufridos por la aeronave se vieron incrementados por el estado de la franja de pista debido a las obras de construcción que se realizaban en el aeropuerto.

El hecho de que el cable estaba localmente muy desgastado contribuyó a su rotura. El desgaste se debió a la incorrecta aplicación de grasa al sistema de cables durante el mantenimiento. A pesar de su formación y experiencia, la tripulación de vuelo fue inca-

paz de reconocer de forma rápida la posible causa de la desviación de la aeronave y de mantenerla en la pista.

Después del accidente la línea aérea propuso varias medidas de seguridad, y como resultado de la investigación se emitieron un total de 11 recomendaciones sobre seguridad en la primera edición del informe aprobada en julio de 2005. Después de la publicación del informe, el operador proporcionó nueva información a la investigación como resultado de unos ensayos que llevó a cabo y la CIAIAC procedió a aprobar el 30 de mayo de 2007 esta segunda edición del informe, que incluye dos nuevas recomendaciones de seguridad.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Antecedentes del vuelo

1.1.1. *Despegue del Aeropuerto de Ámsterdam-Schiphol*

El domingo 28 de noviembre de 2004, la tripulación de vuelo acababa de realizar un vuelo desde el Aeropuerto de Londres-Heathrow (LHR) al Aeropuerto de Ámsterdam-Schiphol (AMS) en una aeronave diferente. Posteriormente embarcaron en el Boeing 737-400 PH-BTC para volar al Aeropuerto de Barcelona (BCN). Había 140 pasajeros a bordo (incluyendo un menor de siete años no acompañado) además del piloto, el copiloto, que iba a ser el piloto a los mandos (PF) para ese tramo, y cuatro tripulantes de cabina. El peso al despegue era de 58.948 kg, es decir, 3.874 kg por debajo del máximo.

Se inició la carrera de despegue en la pista 18L de AMS y, aproximadamente a las 15:46:15 h¹, un segundo después de que se diera el aviso de «rotación» («rotate») en cabina, la aeronave sufrió el impacto de un ave en la zona del tren de aterrizaje de morro. La aeronave iba a una velocidad aerodinámica de 152 kt y tenía un ángulo de cabeceo entre 1° y 3°. La tripulación también había visto el ave volando bajo cruzando la pista de izquierda a derecha.

La tripulación se dio cuenta inmediatamente de que había sido un impacto con un ave ya que el sonido fue muy perceptible en cabina. El despegue continuó y a las 15:46:23 h se subió la palanca del tren de aterrizaje. La tripulación informó al control de tráfico aéreo (ATC) de que habían tenido un impacto con un ave «en la rotación». El tren de aterrizaje se replegó normalmente y no hubo ninguna indicación anormal en los instrumentos de cabina. La tripulación no notó ninguna vibración anormal ni problemas hidráulicos.

1.1.2. *Crucero a Barcelona*

La fase de crucero del vuelo se llevó a cabo con normalidad. La tripulación no notó ninguna anomalía en el comportamiento de la aeronave. El vuelo fue transferido al control de tráfico aéreo de Maastrich y entonces el ATC le dijo a la tripulación a las 15:58:57 h que «... han hecho una comprobación de la pista y la única [ininteligible] encontrada fueron pequeños trozos, piensan que fue un ave bastante pequeña». La tripulación contestó «Sí, no era un ave muy grande, pero quizás todavía esté en alguna parte de nuestra aeronave». A las 16:12 h mandaron un mensaje ACARS a los departamentos de la compañía en Ámsterdam y Barcelona declarando que «EN ROTA-

¹ La referencia de tiempo en este informe es el Tiempo Universal Coordinado (UTC) a no ser que se indique lo contrario. Hay que sumar una hora para obtener la hora local.

CIÓN IMPACTO CON AVE EN AMS. PUNTO DE IMPACTO PROBABLEMENTE EN EL TREN DE MORRO» («UPON ROTATION BIRD STRIKE IN AMS. POINT OF IMPACT PROBABLY THE NOSE GEAR»). La hora estimada de llegada (ETA) a Barcelona en ese momento era las 17:37 h. Más tarde, a las 17:17 h la tripulación del PH-BTC mandó otro mensaje ACARS que incluía el texto «OPERACIÓN NO AFECTADA (...)» («OPERATION NOT AFFECTED (...)»).

1.1.3. *Aproximación y aterrizaje en el Aeropuerto de Barcelona*

La aproximación con VOR/DME a la pista 25R de BCN fue normal, con buena visibilidad y adecuadas condiciones meteorológicas. El copiloto seguía siendo el PF y la tripulación decidió aterrizar con flaps a 30°, frenada automática nivel 2 y la reversa de empuje estándar. Se movió hacia abajo la palanca del tren de aterrizaje a las 17:36:16 h y el tren bajó y quedó bloqueado con normalidad.

La tripulación declaró que cuando vieron las luces del PAPI, se desactivó el piloto automático (a las 17:38:56 h, con 1.224 ft de radioaltura). Las comunicaciones con ATC fueron normales y se recibió la autorización para aterrizar y se colacionó con la suficiente antelación. El último informe de viento que se proporcionó a la tripulación fue de 240° 08 kt (el rumbo magnético de la pista 25R es 247°). Diez segundos más tarde el viento era 240° 09 kt.

La toma con el tren principal se produjo alrededor de las 17:40:50 en la zona de toma de contacto de la 25R, con la aeronave centrada en la pista y con un ángulo de cabeceo de 4°. En esos momentos se registró la máxima aceleración vertical de 1,43 g. La velocidad con respecto al aire era aproximadamente de 140 kt.

El morro de la aeronave se bajó suavemente mientras se movían las palancas de empuje de la reversa. El registrador de datos de vuelo digital (DFDR) mostró que las reversas de empuje fueron desplegadas a las 17:40:51 h y los datos de la velocidad respecto al suelo del DFDR mostraban que la deceleración media durante la carrera de aterrizaje desde las 17:40:51 h a las 17:41:01 h era de 7,4 ft/seg/seg (0,23 g), que estaba de acuerdo con la selección 2 de frenada automática con reversa de empuje.

Tan pronto como las ruedas de morro tocaron tierra, la aeronave tuvo una tendencia a desviarse a la izquierda. El copiloto aplicó timón derecho e inicialmente la aeronave permaneció unos metros a la izquierda de la línea central de la pista pero sin aumentar la desviación. Sin embargo, se notó que cada vez se necesitaba más timón derecho para parar la tendencia de la aeronave a desviarse a la izquierda. El comandante también ayudó a aplicar timón derecho hasta conseguir la completa deflexión del pedal alrededor de las 17:40:56 h. El copiloto comprobó que se estaba usando la reversa de empuje simétricamente. Los datos de rumbo del DFDR mostraron que el eje longitudinal de la aeronave permaneció paralelo o ligeramente a la derecha del eje de la pista hasta jus-

to después de las 17:40:58 h. La posterior deriva lateral fue evidenciada por las sólidas y oscuras marcas de derrape a la izquierda de la pista por los neumáticos del tren izquierdo primero y del derecho después.

La aeronave continuó su desviación hacia la izquierda y el copiloto declaró que comprobó sus instrumentos buscando indicios de un posible mal funcionamiento. Según los testimonios recogidos, uno de los miembros de la tripulación comenzó a frenar manualmente el lado derecho. El otro declaró que, cuando notó que la desviación a la izquierda no se detenía, también aplicó inmediatamente frenada diferencial a la derecha. Justo antes había visto encendida la luz ámbar de la frenada automática, lo que indicaba que había sido desconectada debido a la aplicación manual de frenos. Puesto que la desviación a la izquierda continuaba, comenzó a aplicar frenada simétrica y a usar el «tiller» hacia la derecha. En todo momento seguía manteniendo la deflexión total del timón de dirección hacia la derecha. Este miembro de la tripulación pensaba que su aplicación de frenada simétrica ocurrió poco después (quizá un segundo después) de su aplicación inicial de frenada diferencial.

El copiloto giró a la derecha el «tiller» o volante de rueda de morro (del lado derecho) de dirección de la rueda de morro (NWS) y el comandante también giró a la derecha la de su lado, muy suavemente al principio para evitar reacciones bruscas de la aeronave. Sin embargo, no hubo efecto incluso con el volante de rueda de morro girado completamente a la derecha.

De acuerdo con el DFDR, alrededor de las 17:41:00 h fue accionado el repliegue de las reversas de empuje, aunque esta acción fue probablemente el resultado de la salida de pista de la aeronave y no una acción deliberada de la tripulación. A las 17:41:01 la aceleración longitudinal aumentó hasta cerca de $-0,5$ g.

La aeronave se salió del borde izquierdo de la pista (situado en la línea de faja lateral de pista) y luego del margen de pista con una velocidad con respecto al aire de entre 91 y 85 kt (es decir, con velocidad respecto al suelo de unos 82 kt). Pasado el margen había otra zona asfaltada en construcción unos 10 cm más baja que el nivel de pista. Este escalón produjo una notable aceleración lateral de alrededor de $-0,29$ g sobre las 17:41:01 h y una oscilación en la aceleración vertical justo antes de las 17:41:02 h. Poco después había una zanja de unos 20 cm de profundidad donde se acababa la zona asfaltada y la aeronave se encontró con un terreno no preparado. Alrededor de las 17:41:03 h se registró una aceleración vertical máxima de 1,494 g.

El tren de aterrizaje seguía todavía extendido y se arrastró por la arena sin compactar y la zona sin preparar mientras la aeronave continuaba su desviación a la izquierda. Después el tren impactó con una tubería subterránea de hormigón que estaba enterrada a unos 20 cm bajo el terreno. La aeronave finalmente se detuvo después de recorrer aproximadamente otros 55 m. El NLG se plegó hacia atrás y la pata del LH MLG se desprendió de la aeronave. El RH MLG permaneció en su lugar. La aeronave se quedó muy

cerca de un canal de drenaje de unos 15 m de ancho y a 2,5 m del borde de la superficie de agua. La profundidad del agua era de aproximadamente 1,5 m.

1.1.4. *Evacuación de la aeronave*

La tripulación declaró que, después de que la aeronave se detuviera, se quedaron a oscuras en cabina y sonaba la bocina de aviso del tren de aterrizaje. Al comandante le pareció ver algo de humo casi inmediatamente después de detenerse. Describió el olor del humo como de origen eléctrico. El comandante miró al copiloto y vio que estaba bien. Según su declaración, el olor y la visión del humo, por poco que fuera, influyeron en su decisión de evacuar la aeronave, y ordenó al copiloto que comenzara el procedimiento de evacuación de emergencia. Según su declaración, el comandante estaba seguro de que no había iluminación de emergencia en la cabina de vuelo. Cuando salió de ésta la primera vez, al ver la cabina de pasajeros y la cocina delantera volvió para comprobar el interruptor de las luces de emergencia, porque creía que también estaba oscuro en la cabina de pasajeros. Por ello, el comandante pensaba que al menos hubo un fallo parcial en el sistema de iluminación de emergencia.

Al mismo tiempo, a las 17:41:16 h y a las 17:41:26 h, el controlador de tráfico aéreo llamó a la aeronave esperando respuesta. En esos momentos la aeronave no se podía ver desde la torre porque había una gran nube de humo o polvo. Después de la segunda llamada por radio, la nube en cierto modo había desaparecido y los restos de la aeronave se veían «cruzados y apuntando a la torre». El controlador le dijo a la siguiente aeronave en aproximación que hiciera «motor y al aire» y llamó al coordinador para iniciar los procedimientos de emergencia y coordinar con el Centro de Control de Área de Barcelona (ACC).

A bordo de la aeronave, el copiloto realizó los puntos de memoria del procedimiento pero tuvo problemas para encontrar el interruptor eléctrico de emergencia porque estaba oscuro. A las 17:41:49 h se recibió en la torre una corta transmisión de radio, casi ininteligible que incluía la palabra «evacuando». El piloto ordenó la evacuación de emergencia por megafonía («passenger address system») (PAS) y conectó la señal de EVAC (evacuación).

A las 17:42:09 h el piloto confirmó por radio que estaban evacuando la aeronave y dio aviso de «mayday». Los bomberos entraron en la pista a las 17:42:49 h, el piloto preguntó a la torre a las 17:44:00 h si habían mandado a los vehículos de emergencia, y 15 segundos después informó de que todos los pasajeros habían evacuado la aeronave. A las 17:44:19 h los bomberos confirmaron por radio que podían ver los restos de la aeronave.

Los pasajeros utilizaron las puertas 1L, 2L y las cuatro salidas sobre el ala y las correspondientes rampas para evacuar la aeronave y se alejaron hacia la pista. Algunos de los pasajeros que usaron la puerta 1L cayeron al agua del canal.

Mientras el comandante abandonaba la aeronave por la rampa de la puerta delantera 1L sintió gotas de algo. El copiloto abandonó la aeronave el último y saltó de la rampa a la izquierda a unos tres cuartos de la bajada para evitar aterrizar en el agua. Miró hacia atrás y vio sobre la aeronave agente extintor del servicio de extinción de incendios. La tripulación de cabina observó que el servicio de extinción de incendios estaba actuando en el lado derecho de la aeronave durante la evacuación. Algunos declararon que aspiraron aire con partículas del agente extintor. Según el cuerpo de bomberos, el motor derecho estaba echando mucho humo. También dijeron que ambos motores estaban a alta temperatura.

1.1.5. *Atención a los pasajeros después del accidente*

Después de la llegada de los servicios de emergencia, el personal médico evaluó las posibles lesiones y se concluyó que no eran graves. Algunos pasajeros tenían lesiones leves como resultado de la evacuación de emergencia. Por este motivo se decidió llevar a todos los pasajeros a la terminal, para lo cual se utilizaron autobuses.

Algunos responsables del aeropuerto llegaron al lugar del accidente, pero hubo informaciones de que la comunicación con la tripulación de la aeronave fue difícil debido a limitaciones en el dominio del inglés por parte de los responsables. El Plan de Emergencia del Aeropuerto establecía que los pasajeros involucrados en el accidente fueran trasladados al Módulo 0. Sin embargo, en vista del número limitado de lesiones en los pasajeros del PH-BTC, los responsables del aeropuerto decidieron trasladarlos al Módulo 4. A partir de aquí, los pasajeros que requerían asistencia médica debían ser trasladados a la sala médica del aeropuerto. Éstas fueron las instrucciones proporcionadas al representante de la aerolínea en el aeropuerto.

Los pasajeros y la tripulación fueron, por tanto, llevados en autobús al Módulo 4 donde, según las declaraciones recogidas, no hubo organización ni gestión clara para hacerse cargo de ellos. No se distribuyeron ni mantas ni agua a los pasajeros y no hubo ninguna sala separada para ellos o la tripulación. Hay informes de que ningún responsable del aeropuerto estaba al mando de la situación después de la llegada de los pasajeros a la terminal.

Los pasajeros que habían hecho su reserva para el vuelo de vuelta a AMS, ahora cancelado, fueron a la misma área para recoger el equipaje que ya habían facturado, y se mezclaron con los pasajeros del accidente. La tripulación ya no pudo distinguir entre los dos grupos y también recibían preguntas de los pasajeros del vuelo cancelado a AMS.

Más tarde, el personal de otra línea aérea situada en el Aeropuerto de Barcelona les ayudó a organizar la situación y ofreció su sala a la tripulación y a los pasajeros que no se habían marchado aún. Había una gran preocupación entre los pasajeros en cuanto al equipaje de mano que se hallaba todavía en la cabina de pasajeros.

Sólo cinco pasajeros fueron trasladados a las dependencias médicas del aeropuerto porque el resto de pasajeros consideró que no necesitaba ayuda. Otros tres pasajeros fueron trasladados al hospital para una posterior evaluación, pero, según la información recogida, todos ellos salieron esa misma noche y no se informó de ninguna lesión grave.

1.2. Lesiones de personas

Injurias	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Graves				
Leves		5	5	No aplicable
llesos	6	135	141	No aplicable
TOTAL	6	140	146	

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave sufrió daños importantes en el tren de morro, que se hundió hacia atrás, y causó daños a la puerta del compartimiento de equipos electrónicos (EEC), al fuselaje circundante y a las bandejas de equipos de aviónica, en el tren principal izquierdo, que se desprendió, en los motores y sus góndolas, en la semiala izquierda y en la parte baja del fuselaje. Hubo también algunos daños en los paneles interiores de las unidades de servicio a los pasajeros (PSU) y en otros objetos del interior de la cabina.

Aunque no hubo daños generalizados que fueran obvios en la estructura principal de la aeronave, ésta se consideró destruida y se dio de baja.

1.4. Otros daños

Una tubería de hormigón enterrada que no era utilizada se rompió debido al impacto del tren de aterrizaje, y también se rompieron varias barreras de plástico blancas y rojas que delimitaban la zona de obras. No hubo más daños significativos. La superficie de la pista no resultó afectada por las partes metálicas de la aeronave.

1.5. Información personal

1.5.1. Piloto al mando

Edad/Sexo:	43/Varón
Nacionalidad:	Países Bajos
Licencia:	B1 (piloto de transporte de línea aérea) emitida por los Países Bajos

Habilitación de tipo:	Boeing 737 (300-400-800-900)
Último examen médico:	Agosto de 2004 (válido durante 6 meses)
Última verificación de competencia:	Mayo de 2004
Horas totales de vuelo:	5.414 h
Horas en el tipo:	5.414 h
Horas en las últimas 72 h:	10:52 h
Horas en los últimos 30 días:	54:01 h

El operador declaró que su actual periodo de actividad y el descanso previo estaban de acuerdo con la normativa aplicable de trabajo y tiempo de descanso.

El piloto al mando tenía también anotadas 4.226 h volando con el operador como tripulante técnico de vuelo («flight engineer») desde 1985.

1.5.2. Copiloto

Edad/Sexo:	31/Varón
Nacionalidad:	Países Bajos
Licencia:	B1 (piloto de transporte de línea aérea) emitida por los Países Bajos
Habilitación de tipo:	Boeing 737
Último examen médico:	Mayo de 2004 (válido por 12 meses)
Última verificación de competencia:	Junio de 2004
Horas totales de vuelo:	5.117 h
Horas en el tipo:	1.543 h
Horas en las últimas 72 h:	10:52 h
Horas en los últimos 30 días:	48:56 h

El operador declaró que su actual período de actividad y el descanso previo estaban de acuerdo con la normativa aplicable de trabajo y tiempo de descanso.

1.5.3. Sobrecargo o jefe de tripulantes de cabina (CA-1)

Edad/Sexo:	37/Varón
En servicio con la aerolínea desde:	Junio de 1990

Trabajando en ese puesto desde: Enero de 2001
Última evaluación de seguridad en vuelo: Junio de 2004
Total horas de vuelo: 8.117 h
Habilitado en tipos de aeronave: Boeing 737, 747
Asiento asignado en el vuelo del accidente: Parte delantera, en el asiento doble para tripulantes mirando hacia delante, posición izquierda

1.5.4. *Tripulante de cabina 2 (CA-2)*

Edad/Sexo: 30/Mujer
En servicio con la aerolínea desde: Marzo de 1997
Trabajando en ese puesto desde: Marzo de 1997
Última evaluación de seguridad en vuelo: Abril de 2004
Total horas de vuelo: 4.580 h
Habilitada en tipos de aeronave: Boeing 737, 747, MD-11
Asiento asignado en el vuelo del accidente: Parte delantera del avión, en el asiento doble para tripulantes mirando hacia delante, posición derecha

1.5.5. *Tripulante de cabina 3 (CA-3)*

Edad/Sexo: 29/Mujer
En servicio con la aerolínea desde: Abril de 2004
Trabajando en ese puesto desde: Abril de 2004
Última evaluación de seguridad en vuelo: Mayo de 2004
Total horas de vuelo: 1.025 h (ya había cumplido un contrato de un año de servicio con la aerolínea)
Habilitada en tipos de aeronave: Boeing 737, 767, 747
Asiento asignado en el vuelo del accidente: Parte trasera del avión, mirando hacia atrás, posición izquierda

1.5.6. *Tripulante de cabina 4 (CA-4)*

Edad/Sexo:	28/Mujer
En servicio con la aerolínea desde:	Octubre 2004
Trabajando en ese puesto desde:	Octubre 2004
Última evaluación de seguridad en vuelo:	Octubre 2004
Total horas de vuelo:	125 h
Habilitada en tipos de aeronave:	Boeing 737, 767, 747
Asiento asignado en el vuelo del accidente:	Parte trasera del avión, mirando hacia atrás, posición derecha

1.6. Información de aeronave

1.6.1. *Célula*

Marca:	Boeing
Modelo:	Boeing 737-406
Número de serie:	25424
Matrícula:	PH-BTC
MTOW:	62.822 kg
Explotador:	KLM Royal Dutch Airlines
Año de entrega:	1992
Horas totales de vuelo:	31.756 h
Ciclos totales de vuelo:	22.156 h
Certificado de aeronavegabilidad:	n.º 4397, válido hasta 20-04-2005
Capacidad máxima de pasajeros:	147

1.6.2. *Descripción de la aeronave*

1.6.2.1. Sistema de dirección de la rueda de morro

La siguiente información ha sido extraída, casi literalmente, del AMM. El NLG se repliega hidráulicamente hacia delante en el fuselaje. El montante del amortiguador del tren de morro es su principal soporte. Este montante del amortiguador incluye un cilindro

interior y otro exterior. Hay una leva fija de centrado unida a la cabeza del cilindro interior que engrana con otra leva similar en la cabeza del cilindro exterior cuando el interior se despliega. Cuando ambas levas engranan, las ruedas de morro alcanzarán una posición recta hacia delante para asegurar un ajuste adecuado dentro del alojamiento para la rueda durante la retracción. Esto también asegura que las ruedas del morro estén en posición recta cuando se extienden para el aterrizaje.

La dirección de la rueda de morro sirve para el control direccional del avión durante las maniobras en tierra y en rodaje. Para conseguir este control existen dos sistemas:

Sistema A – Proporciona la fuerza hidráulica necesaria para mover las ruedas de morro entre 0 y 78 grados.

Sistema B – Es un sistema de dirección de rueda de morro alternativo, opción instalada en el PH-BTC, que se activa con un interruptor situado en el panel principal del comandante y que permite que el sistema hidráulico B mueva las ruedas de morro en caso de fallo del sistema hidráulico A.

La dirección de las ruedas de morro se controla:

- Con un pequeño volante («tiller») situado en el lado izquierdo de la cabina y, como opción instalada en el PH-BTC, con un segundo «tiller» en la pared del lado del copiloto, y
- Por un mecanismo de interconexión a los pedales del timón de dirección.

El «tiller» siempre tiene prioridad de actuación en el sistema NWS sobre los pedales del timón de dirección.

Hay unas levas internas, situadas en el montante del amortiguador, que centran el tren de morro cuando este montante está totalmente extendido. Por este motivo no se debe intentar mover las ruedas o remolcar la aeronave a no ser que el montante esté comprimido más de dos pulgadas.

El movimiento del volante de dirección en la cabina de vuelo se transmite mediante cables a una válvula de dirección («steering metering valve») que envía fluido hidráulico a 3.000 psi de presión a los actuadores de dirección de la rueda de morro. Un movimiento de giro del volante de 95 grados proporciona 78 grados de giro en la rueda de morro.

La dirección con el pedal del timón de dirección está disponible durante el despegue, aterrizaje y rodaje, y se utiliza cuando son necesarios pequeños cambios direccionales. La deflexión completa de los pedales del timón de dirección produce un giro de unos 7° en la dirección de la rueda de morro.

Para conseguir ambos movimientos hay un sistema de cables de dirección de la rueda que consiste en dos juegos de cables de diámetro 3/32 pulgadas con terminales de acero cubiertas por estaño resistente a la corrosión (véase Figura 1.6.1 extraída del AMM):

- El primer juego de cables (NWSA y NWSB) se usa para actuar sobre la válvula de dirección («steering metering valve») girando el pequeño volante de dirección.
- Un segundo juego (NGPPA y NGPPB) hace que el sensor tierra-aire engrane la dirección de las ruedas de morro a los pedales del timón de dirección.

Los cables NWSA y NWSB pasan al área presurizada de la aeronave a través de orificios en el sello de presión del conducto de guiado de los cables (denominado «trunnion» en la documentación de mantenimiento) que no se muestra en la figura.

Los cables de dirección NWSA y NWSB empiezan en el tambor del volante de dirección y tienen posición fija en el collarín de dirección, detrás del montante del amortiguador del tren de morro, creando de ese modo un lazo de realimentación.

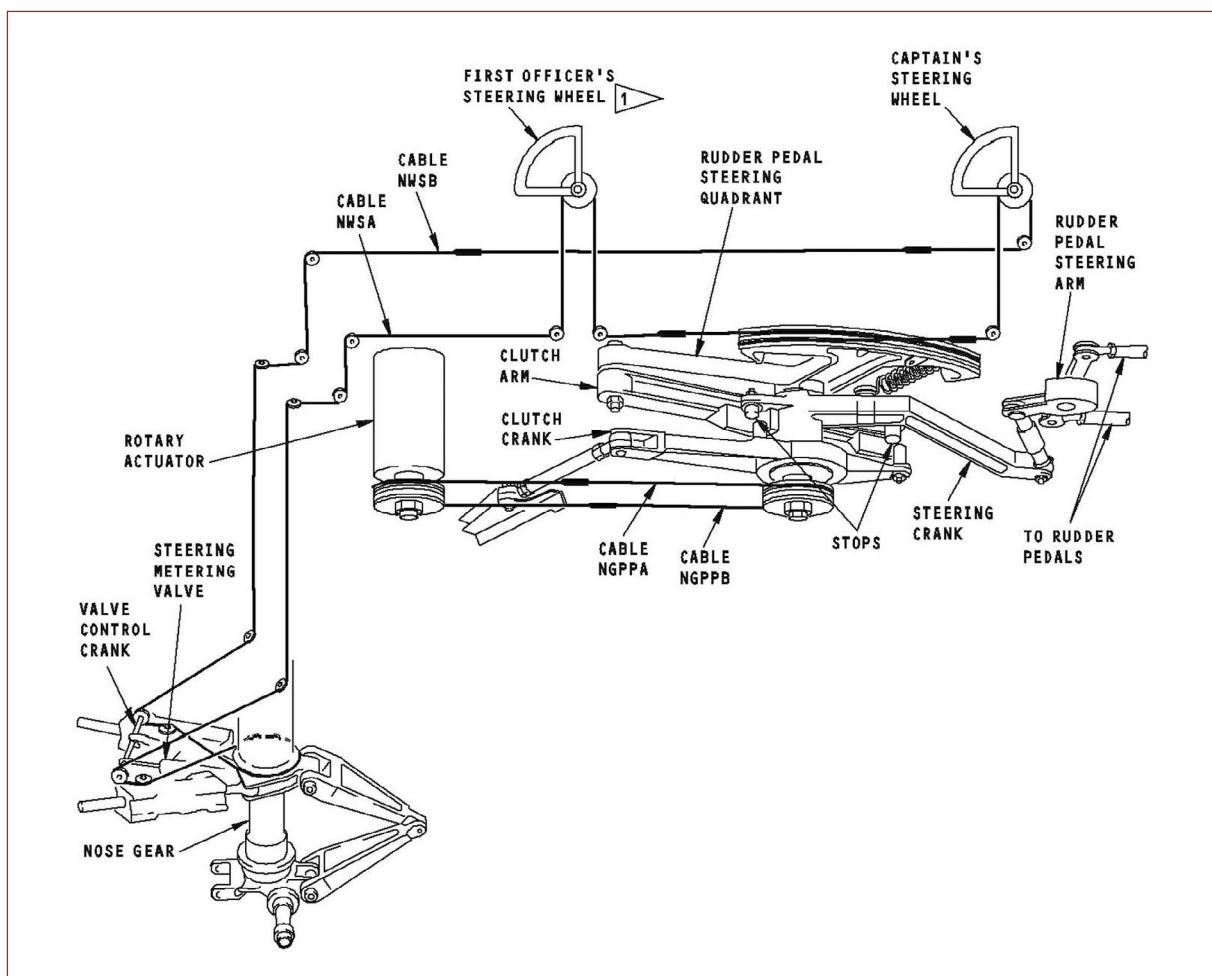


Figura 1.6.1. Mecanismo del sistema NWS extraído del AMM. El cable NWSB (al lado derecho del NLG según la dirección de vuelo) se encontró roto después del accidente

Además de las levas internas que centran el tren de morro cuando el montante del amortiguador donde están situadas está completamente extendido, el sistema de dirección dispone de muelles que tienden a mantenerlo en la posición centrada.

Hay una tapa instalada sobre los mecanismos adyacentes a la válvula de dirección. El fabricante informó que el propósito de esta tapa era el de impedir el atasco debido a herramientas, tornillos sueltos, barro, piedras, aguanieve y hielo, y que la tapa no estaba diseñada para soportar impactos de aves (véase Figura 1.6.2 con una vista del tren de aterrizaje de morro del PH-BTC después del accidente).

El cable había sido instalado en la aeronave en octubre de 2002 y fue inspeccionado en marzo de 2004 sin que se informase de ninguna anomalía. La tarea de inspección de los cables (durante las inspecciones de mantenimiento 2C) para detectar roturas de hilos y desgastes estaba incluida en el documento de Datos para la Planificación de Mantenimiento (Maintenance Planning Data, MPD). La redacción de esta tarea era:

«... examinar los cables de control en busca de hilos rotos y desgaste en el hueco de la rueda NLG. Comprobar el estado y la seguridad de la instalación de las poleas y soportes asociados. Los siguientes cables están situados en el pozo del tren de morro:

- A. Cables de extensión manual del tren de morro (AMM 32-35-21)
- B. Cables de dirección del tren de morro (AMM 32-51-00)

Nota: el sistema del cable de control debe ser desplazado en todo el recorrido en cada dirección para una inspección completa de los sellos, poleas y áreas de guiado de cables...»

Estos cables son sustituidos según su estado basado en los resultados de la inspección («on condition»).

Habían aparecido en el historial de servicio del sistema desgastes observados en los cables de acero inoxidable. Se determinó que era debido a la fricción del cable contra partículas de arena que habían quedado atrapadas por la grasa de lubricación producida cuando el cable pasaba por la zona del sello de presión del conducto de guiado de los cables. Por lo tanto, la publicación de mantenimiento «Fleet Team Digest» 737-FTD-32-03008 (última revisión del 24 de septiembre de 2004) emitida por el fabricante establecía que no debería ponerse grasa en esa área. El AMM también contenía un requisito: «no engrasar los cables de acero inoxidable (CRES); sólo deben limpiarse con un trapo limpio...».

1.6.2.2. Procedimientos operacionales e instrucción

El manual de operación de la aeronave del explotador contenía las siguientes instrucciones para el control direccional durante la carrera de aterrizaje en una pista con bajo rozamiento y con viento cruzado:

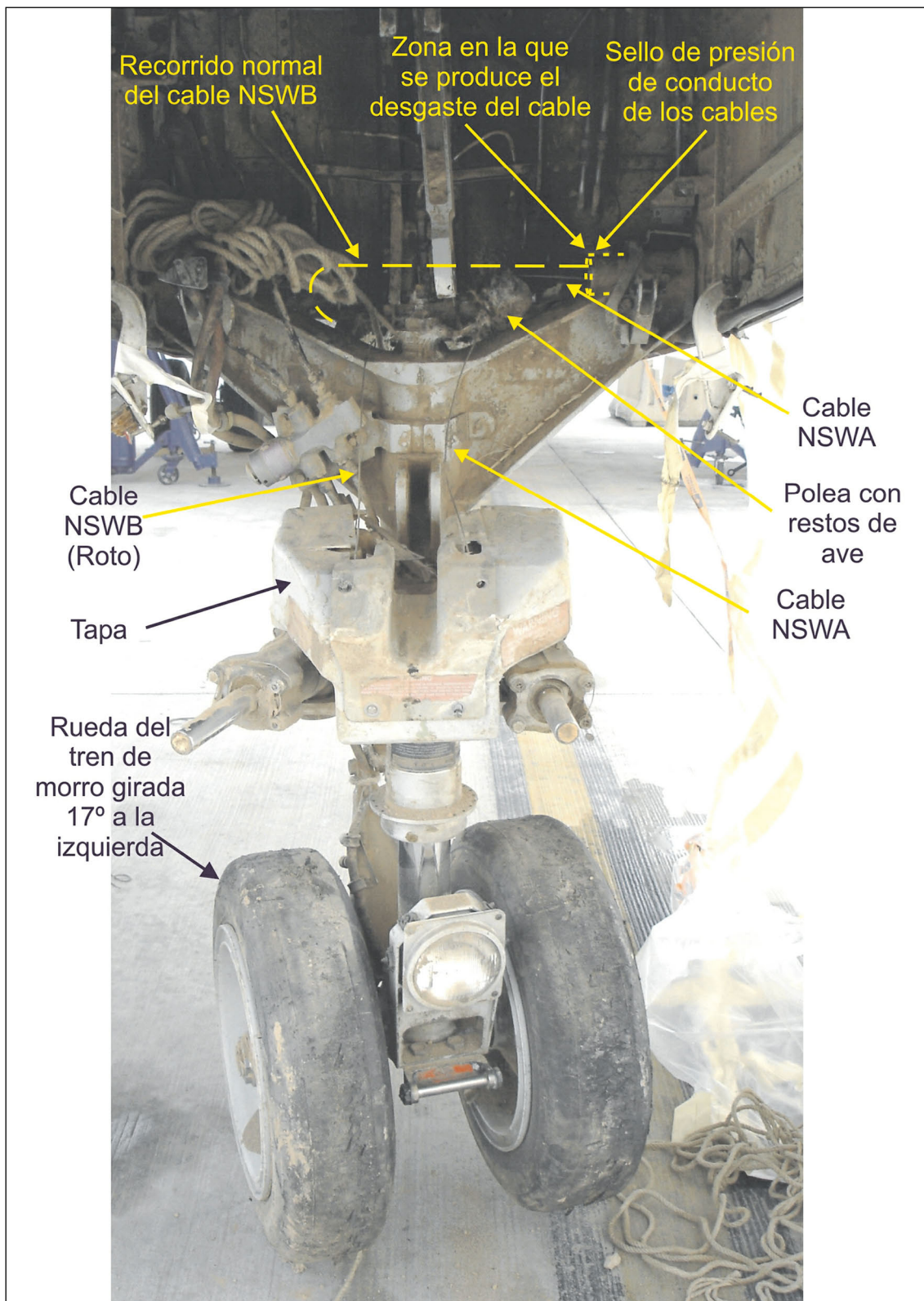


Figura 1.6.2. Vista de la parte frontal del tren de morro tras la recuperación del avión. El cable NSWB apareció roto. El cable NSWA no se rompió, aunque también estaba desgastado en la zona del sello de presión del conducto de cables y su polea tenía restos de ave

- La anticipación del efecto de cualquier valor de viento cruzado durante la toma es esencial. Si se permite a la aeronave aproximarse al viento mientras está siendo aplicada la reversa de empuje, la componente de ésta se añade a la componente transversal del viento y ayuda a desviar a la aeronave de la pista.
- Si la trayectoria de la aeronave se desvía del eje de pista:
 - Soltar los (auto) frenos.
 - Seleccionar el ralentí de la reversa de empuje. La aplicación diferencial de la reversa no debe usarse en un intento de intentar recuperar el control direccional. Puede ser incluso necesario aplicar temporalmente ralentí de empuje hacia delante.
 - Volver al eje de pista, usando con decisión timón de dirección, dirección con el pedal del timón y frenada diferencial.
- Si la aeronave está otra vez bajo control reanudar la frenada y la reversa de empuje según se requiera.

Sin embargo, este procedimiento no sería aplicable a las circunstancias del accidente, porque ocurrió en buenas condiciones meteorológicas.

El Manual de Instrucción de la Tripulación de Vuelo (FCTM) de las series Boeing 737 establecía:

«Si la rueda de morro no se baja pronto hacia la pista, la frenada y la capacidad de actuación sobre la dirección se verán atenuadas de forma significativa y no se consigue ningún beneficio de mayor resistencia aerodinámica. El control de dirección con el timón es efectivo hasta unos 60 nudos aproximadamente. La aplicación del pedal del timón es suficiente para mantener el control direccional durante el recorrido de aterrizaje. No usar el volante de dirección de la rueda de morro hasta haber alcanzado la velocidad de rodaje. [...] Realizar el procedimiento del recorrido de aterrizaje inmediatamente después de la toma de contacto. Cualquier demora significativa aumenta la distancia de parada.»

El FCTM también contenía las siguientes guías para «Situaciones fuera del ámbito de las listas de chequeo de procedimientos anormales»: «Los casos poco corrientes que afectan negativamente a las características de control del avión mientras está en el aire pueden continuar afectando negativamente a esas características en tierra durante la carrera de aterrizaje. Puede ser necesaria la aplicación de una frenada diferencial agresiva y/o el uso de la reversa de empuje asimétrico para mantener el control direccional».

El fabricante indicó que estas serían las instrucciones genéricas que se podían proporcionar a las tripulaciones para actuar en situaciones muy exigentes que requieren el uso de varios controles para evitar desviaciones laterales y salidas de pista. Tales situaciones incluirían, aunque no exhaustivamente, neumáticos reventados, colapsos del tren principal, fuertes vientos cruzados en pistas secas, anomalías de la reversa de empuje, zonas

de hielo en la pista, frenos averiados, anomalías de la dirección de las ruedas de morro incluyendo bloqueo de las válvulas de dirección, etc.

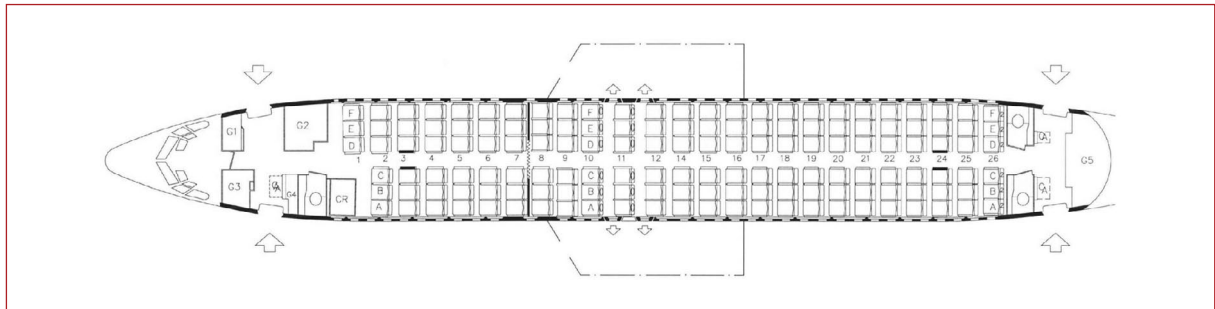
Durante el proceso de investigación se llegó a la conclusión de que no proporcionaban a la tripulación, o ni siquiera existían, datos exactos en relación con el control de la aeronave Boeing 737 en el caso de producirse un funcionamiento anómalo del NWS similar al acaecido durante el accidente.

El fabricante informó que en caso de diferentes aplicaciones de pedales por parte de los miembros de la tripulación, la deflexión mayor del comandante o del copiloto sobre el pedal derecho o izquierdo sería la aplicada a los frenos de esa pata del tren. El efecto neto de la aplicación total de la frenada diferencial a la derecha por un miembro de la tripulación, y la aplicación total de la frenada de forma simétrica por el otro miembro, sería que se aplicaría el máximo de presión de frenos a ambas patas derecha e izquierda del tren.

1.6.2.3. Salidas de emergencia

La aeronave tiene cuatro compuertas de salida de emergencia sobre el ala, con rampas montadas en cada puerta del avión. Las puertas se numeran como 1L (delantera izquierda), O1L (delantera izquierda sobre el ala), O2L (trasera izquierda sobre el ala), 2L (trasera izquierda) y de forma similar para las 1R, O1R, O2R y 2R.

Para la evacuación, la tripulación de vuelo puede usar las cuerdas de salida de emergencia a través de las dos ventanas correderas de la cabina de vuelo.



Se había identificado un mal funcionamiento en el despliegue de la rampa de salida de la puerta de servicio delantera (1R). Esto fue objeto de una publicación de información de mantenimiento («Fleet Team Digest») emitida por el fabricante en diciembre de 2002. En algunos casos la rampa se había retorcido (aproximadamente 90 grados) alrededor de su eje longitudinal durante el despliegue y su posterior inflado. Este giro había inutilizado la rampa para evacuación del pasaje. Se encontró que la causa del problema se debía a que la rampa quedaba inicialmente retenida en su compartimiento. El fabricante de la aeronave y el suministrador estaban trabajando en una solución en el momento del accidente del PH-BTC.

La aeronave había sido entregada por el fabricante con una butaca doble enfrente de las salidas situadas encima del ala. Más tarde se instalaron varias butacas triples en esas áreas. El fabricante de la aeronave tenía criterios para el diseño y la instalación de las butacas que incluían el requisito de que «la sujeción de la bandeja de la parte trasera de la butaca impedirá que la bandeja se despliegue tras un golpe en la propia bandeja o por el roce durante la evacuación» (véase foto 1.15.1.1).

A bordo de la aeronave, en cada butaca, había una tarjeta de «Seguridad a bordo» dirigida a los pasajeros. Se proporcionaban algunas instrucciones en inglés y a través de imágenes sobre el uso del cinturón, oxígeno, el chaleco salvavidas, la apertura de puertas, posición de protección ante el impacto, etc. No había instrucciones en relación con la necesidad de abandonar el equipaje de mano en caso de evacuación de emergencia.

1.7. Información meteorológica

El METAR del Aeropuerto de Barcelona el día 28 de noviembre de 2004 a las 18:00 h era:

- Viento: 230°/07 kt.
- Visibilidad: 8.000 m.
- Nubosidad escasa («few») a 1.000 ft.
- Temperatura: 13 °C.
- No se esperan cambios significativos.

El Pronóstico de Área Terminal (TAF) válido entre las 16:00 h de 28 de noviembre de 2004 y la 1:00 h de 29 de noviembre de 2004 era:

- Viento: 250°/12 kt.
- Visibilidad: Más de 10 km.
- Nubosidad escasa («few») a 2.500 ft.

El último informe de viento proporcionado a la tripulación por el ATC fue de 240°/08 kt.

1.8. Ayudas a la navegación

No pertinentes en este accidente. La aproximación y la toma de contacto se realizaron con normalidad.

1.9. Comunicaciones

Las comunicaciones entre la aeronave y el control ATC se mantuvieron sin ningún problema excepto la primera comunicación de la aeronave con la torre después del accidente (a las 17:42:08 h) que no pudo ser entendida por coincidir con la conversación de la torre con otra aeronave.

Se incluye a continuación un resumen (no literal) de las comunicaciones ATC más relevantes.

Tiempo UTC del DFDR	Contenido o resumen del contenido de las comunicaciones ATC (118.1)	Comentario
	[sincronización entre comunicaciones ATC-DFDR: Hay 19 seg de retraso en las comunicaciones]	
17:40:02	KLM-1673: Autorización a aterrizar por la 25R al KLM-1673 («Cleared to land 25R KLM-1673»)	Aeronave a 489 ft de radioaltura
17:40:50		Toma de contacto
17:41:16	TWR: «KLM-1673?»	
17:41:26	TWR: «KLM-1673?»	
17:41:49	TWR: EXS 313 por favor haga motor y al aire y ponga rumbo 313 [hay una transmisión desde el KLM, casi ininteligible, probablemente «evacuando... KLM 1673 evacuando» no entendida completamente] («EXS 313 please go around set heading 328» [KLM transmission, almost unintelligible, possibly «evacuating... KLM 1673 evacuating» not fully understood])	
17:42:05	KLM-1673: «Torre, ¿me recibe?» («Tower do you read?»)	
17:42:08	TWR: «KLM-1673?»	
17:42:09	KLM-1673: «Sí, ¿me recibe? Estamos evacuando la aeronave, mayday, mayday, mayday («Yea do you read? We are evacuating the aircraft, mayday, mayday, mayday»)	
17:42:15	KLM-1673: «¿Me recibe?» («Do you read?») [Torre: «Le recibo» («I read you»)]	
17:42:49	Bomberos en frecuencia de rodadura (121.7): Están entrando en la pista	
17:44:00	KLM-1673: «Torre de Barcelona, ¿están enviando vehículos de emergencia?» («Barcelona tower are you sending emergency vehicles?»)	
17:44:06	Bomberos en frecuencia de rodadura (121.7): No veían nada allí	
17:44:07	TWR: «KLM-1673 sí señor nos pondremos en contacto con todo el personal» («KLM-1673 yes sir i will contact with all the staff»)	
17:44:15	KLM-1673: «Todos los pasajeros están evacuados, la tripulación está evacuando ahora» («All the passengers are evacuated, the crew is also evacuating now»)	
17:44:19	Bomberos en frecuencia de rodadura (121.7): Ya han visto los restos de la aeronave	
17:44:21	[No existen más comunicaciones hacia o desde el KLM-1673]	

1.10. Información de aeródromo

1.10.1. *Aeropuerto de Barcelona*

1.10.1.1. General

El Aeropuerto de Barcelona es un importante aeropuerto internacional con dos pistas paralelas, 25R-07L (donde se produjo el accidente del PH-BTC) y 25L-07R, y otra pista 02-20 que cruza la primera. Debido a la disposición de pistas se necesita un largo recorrido de rodaje para alcanzar el edificio terminal desde la pista más reciente 25L-07R.

En los días previos al accidente se habían realizado obras en el lado izquierdo de la pista 25R. Se había añadido asfalto en algunas partes de la franja de pista. El aviso de las obras se había realizado a través de varios NOTAMS en los meses precedentes. Debido a estas obras, el ILS de la pista 25R estaba fuera de servicio.

El párrafo 3.3 de la tercera edición de julio de 1999 del Anexo 14 de la OACI establece que «Siempre que sea posible, toda franja que comprenda una pista para aproximaciones de precisión se extenderá lateralmente a una distancia de por lo menos: 150 m cuando el número clave sea 3 o 4; [...]» en la cual no debería haber ningún obstáculo fijo (con excepción de las ayudas visuales) dentro de una distancia de 60 m de ambos lados del eje de una pista para un aeropuerto con número clave 4.

También existía una recomendación en el Anexo 14 en el sentido de que las pendientes transversales de la parte de franja de pista que debía nivelarse (75 m en cada lado para un aeropuerto con número de código 4) deberían ser adecuadas para evitar la acumulación de agua en la superficie pero no deberían exceder el 2,5% donde el número de código sea 3 o 4 [...].

Otra recomendación establecía que «las pendientes transversales en cualquier parte de una franja más allá de la parte que ha de nivelarse no deberían exceder de una pendiente ascendente del 5 por ciento medida en el sentido de alejamiento de la pista».

La franja de pista tenía también recomendaciones relacionadas con su resistencia, en el sentido de que «debería prepararse o construirse, hasta una distancia de por lo menos 75 m cuando el número de clave sea 4 del eje y su prolongación, de manera que se reduzcan al mínimo los peligros provenientes de las diferencias de carga admisible, respecto a los aviones para los que se ha previsto la pista, en el caso de que un avión se salga de la misma».

Según la publicación de Información Aeronáutica (AIP) de España, de fecha 30 de septiembre de 2004, la pista 25R del Aeropuerto de Barcelona tenía un rumbo magnético de 247° y sus dimensiones eran 3.552 × 45 m. Estaba hecha de hormigón asfáltico con número de clasificación de pavimento (PCN) 86/F/A/W/T. La franja de pista era

de 3.672 m de longitud y 120 m de anchura. Por tanto, se extendía 60 m hacia cada lado del eje de pista.

Había un ancho canal de drenaje de aguas pluviales a unos 107 m del eje de pista en paralelo con parte de la longitud de pista. Por lo tanto, el canal estaba fuera de la franja de pista declarada.

El aeropuerto informó de que los resultados de las pruebas de medición de fricción de la pista llevados a cabo el 9 de diciembre de 2004 fueron satisfactorios, obteniendo los siguientes valores de Mu (coeficiente de fricción):

Tercio de la pista 07L	Valor real de Mu (09-12-2004); velocidad de medida 96 km/h	Objetivo de diseño según Anexo 14 para una nueva superficie (máximo para todos los vehículos de medida)	Nivel previsto de mantenimiento según Anexo 14 (máximo para todos los vehículos de medida)	Nivel mínimo de rozamiento según Anexo 14 (máximo para todos los vehículos de medida)
A	0,72	0,74	0,54	0,42
B	0,73	0,74	0,54	0,42
C	0,83	0,74	0,54	0,42
Media total	0,76	0,74	0,54	0,42

Se había realizado otra prueba para medir el coeficiente de rozamiento el 22-10-2004, utilizando un vehículo medidor de Mu a 65 km/h desde el umbral de la pista 07L. Los resultados fueron los siguientes:

Tercio de la pista 07L	Valor real de Mu a una distancia lateral de 3 m del eje de pista	Valor real de Mu a una distancia lateral de 6 m del eje de pista	Valor real de Mu a una distancia lateral de 10 m del eje de pista	Valor real de Mu a una distancia lateral de 18 m del eje de pista
A	0,68	0,69	0,71	0,79
B	0,66	0,66	0,76	0,79
C	0,67	0,66	0,75	0,81

Los valores de referencia del Anexo 14 para este equipo de medida y velocidad eran 0,72 como objetivo de diseño para una nueva superficie, 0,52 para el nivel previsto de mantenimiento y 0,42 para el nivel mínimo de rozamiento.

El Adjunto A, texto de orientación que suplementa al volumen I del Anexo 14, indica que «Tratándose de construcciones como las pistas o calles de rodaje, en las que la superficie debe estar enrasada con la superficie de la franja, puede eliminarse el lado vertical achaflanado a partir de la parte superior de la construcción hasta no menos de 30 cm por debajo del nivel de la superficie de la franja. Los demás objetos cuyas fun-

ciones no les exija estar al nivel de la superficie, deberían enterrarse a una profundidad no inferior a 30 cm».

Debido a las obras de construcción que se habían llevado a cabo, había dos escalones más allá del margen izquierdo de la pista 25R que no habían sido enrasados con el terreno circundante. Estos escalones produjeron altas aceleraciones a la aeronave durante la secuencia del accidente (véase sección 1.12 más abajo).

Por otra parte, había una tubería de hormigón enterrada a unos 20 cm por debajo de la arena sin compactar contra la cual impactaron el tren de morro y el tren izquierdo (véase punto 1.12 más abajo).

1.10.1.2. Servicio de extinción de incendios

La categoría del aeropuerto en cuanto a extinción de incendios era de 8 (longitud total de la aeronave de 49 m a 61 m, este último excluido, y la anchura del fuselaje de 7 m).

No había equipo de salvamento. No había capacidad de retirada de aeronaves inutilizadas.

El servicio de extinción de incendios se distribuía en dos edificios distintos.

1.10.1.3. Plan de emergencia

El Aeropuerto de Barcelona tenía en vigor un plan de emergencia detallado para aplicar en caso de accidente.

El plan de emergencia es un conjunto de normas, medidas y procedimientos coordinados, tendente a reducir al mínimo los efectos que pueda causar una situación de emergencia en el Aeropuerto o en las áreas definidas en este plan. Los principales objetivos del plan de emergencia son:

- Salvar vidas humanas.
- Proteger bienes.
- Mantener la operatividad de las aeronaves e instalaciones aeroportuarias.

Para conseguir estos objetivos existen diferentes departamentos que actúan cuando se produce un accidente dentro de la zona del aeropuerto.

- Torre de control.
- Servicio de extinción de incendios.
- Servicio de sanidad aeroportuaria.

- Servicio de orden (Guardia Civil, Cuerpo Nacional de Policía, Seguridad Aeroportuaria).
- Servicio de atención de llamadas.
- Explotadores de aeronaves.
- Compañías «handling».
- Aquellas dependencias que desarrollan sus actividades en el aeropuerto.

La Torre de Control es el principal centro de detección de emergencias y de alarma. Ante cualquier situación de emergencia la Torre activa la alarma simultáneamente en:

- Servicio de Extinción de Incendios.
- Servicio de Sanidad.
- CECOPS (Centro de Coordinación de Operaciones).

La autoridad aeroportuaria asume el mando y coordina las actividades de todos los servicios implicados en la emergencia a través de CECOPS.

CECOPS es el puesto de mando principal donde se toman las primeras decisiones. Esta responsabilidad es asumida por el director de aeropuerto, el ejecutivo de servicio o la persona en la que el director del aeropuerto delegue.

Desde el momento en que se active la alarma comienza un intercambio de llamadas en CECOPS, que alertan a todos los departamentos del aeropuerto. La primera llamada se realiza el ejecutivo de servicio, que se desplaza inmediatamente al lugar del accidente.

El ejecutivo de servicio se convierte en el mando avanzado, que es responsable de la coordinación de las actividades en el área de operaciones.

El punto de reunión es el lugar donde los servicios esperan hasta que se requiere su intervención por el mando avanzado; si es así, se desplazan desde el punto de reunión al área de operaciones. En el puesto de mando principal comienza la fase de preparación de las salas. Hay diferentes salas que preparar:

- Sala de ilesos (situada en la zona aeroportuaria, planta baja Módulo 0, cerca del bloque técnico).
- Sala de familiares (situada cerca de la estación de Renfe).
- Sala de prensa (situada en la dependencia aeroportuaria en la primera planta del bloque técnico).
- Tanatorio (situado en la zona aeroportuaria en la Unidad del Servicio de Extinción de Incendios).

Los agentes de terminal son el personal a cargo de la evacuación del área (si es necesario) y de preparar las salas para recibir a toda la gente implicada.

Los ilesos se llevan por diferentes medios (servicio de sanidad, handling) a la sala de ilesos. Allí el personal de la compañía aérea espera para atender a las víctimas (atención médica u otra). En la sala de familiares se atiende por psicólogos, si es necesario, a familia y amigos de las víctimas y el personal del aeropuerto recopila información sobre los pasajeros de la aeronave.

La sala de prensa es el lugar establecido para proporcionar información a los medios de comunicación.

De acuerdo con la información proporcionada, el aeropuerto realizó un simulacro de emergencia aeronáutica el 7 de junio de 2003.

1.10.2. *Control de aves en el Aeropuerto de Ámsterdam*

El Comité de Impacto de Aves del Aeropuerto de Ámsterdam informó de que el aeropuerto tenía establecida una «Planificación para los años 2003-2007 de una política de flora y fauna». Este plan estaba dirigido a aumentar la seguridad en vuelo con respecto a la flora y fauna.

Las primeras medidas para evitar los impactos con aves eran las siguientes:

- Tomar medidas de ordenamiento agrícola, haciendo el aeropuerto lo menos atractivo posible para las aves.
- Realizar inspecciones continuas de peligro de aves (24 horas al día) por personal especialmente entrenado para ello.
- Durante estas inspecciones, las aves deben ser ahuyentadas con métodos probados.
- Las aves peligrosas podrían capturarse o se les podría disparar si fuera necesario, siempre y cuando las autoridades locales hubieran proporcionado los permisos necesarios.
- El cierre de una pista es una de las medidas que podría y debería realizarse cuando esté en peligro la seguridad en vuelo. Esto se debería realizar cuando los demás métodos no fueran efectivos.

Para medir la eficacia de la política de impacto con aves, el Comité de Impacto de Aves emitió un informe anual de impacto con aves en el cual se mostraban los resultados de los últimos años. Estos informes se remontan a 1979. Los resultados desde entonces se estabilizaron después de años de disminución anual de impactos con aves. Las estadísticas mostraron que las aves de presa resultaban relativamente más implicadas en impactos con aves, aunque el número total de impactos no aumentó (en una perspectiva a largo plazo, con pocas variaciones anuales).

1.11. Registradores de vuelo

1.11.1. Registrador de voz en cabina (CVR)

La aeronave llevaba un registrador de voz en cabina de estado sólido (SSCVR o CVR) FA2100, P/N, 2100-1020-00, S/N 147305. El equipo graba dos horas de operación en dos pistas de una memoria de estado sólido. Los últimos 30 minutos se graban en cuatro pistas separadas.

El CVR se recuperó el mismo día del accidente y más tarde fue reproducido por el laboratorio del BEA en París. El sonido tenía una calidad aceptable y se identificaron las conversaciones relevantes y los sonidos en cabina. Se había grabado la totalidad del vuelo desde Ámsterdam.

Hay que remarcar que el impacto con el ave durante el despegue en Ámsterdam fue muy perceptible en el SSCVR.

Se incluye un resumen de la información más relevante del SSCVR en el párrafo 1.11.2.

1.11.2. Registrador de datos de vuelo digital (DFDR)

La aeronave estaba equipada con un registrador de datos de vuelo digital (DFDR) P/N 980-4100-BXUN, S/N 2452. El equipo graba al menos 25 h de 130 parámetros de vuelo en ocho pistas de una cinta magnética. La energía del FDR se proporciona automáticamente por el relé del AIR/GND a través del módulo de prueba cuando el avión está en vuelo. Cuando el avión está en tierra, la corriente se suministra automáticamente a través de microinterruptores de presión de aceite de los motores cuando uno de los motores está funcionando. Si uno de los motores se para o se apaga por cualquier motivo y se queda sin corriente el bus 1 de 115 VAC, se suministra la energía por el bus 2 de 115 VAC. Existen relés de transferencia para este proceso.

El registrador se recuperó el mismo día del accidente y más tarde se descargó en el laboratorio del BEA en París.

Se leyeron los datos relevantes correspondientes a más de cuatro horas de vuelo antes del accidente. Más tarde, al intentar leer la grabación completa se descubrió que había fallos. Se determinó que el dispositivo de grabación estaba defectuoso (atascado y desgastado).

Las cuatro horas de datos descargados se convirtieron a unidades de ingeniería, pero se detectaron algunas pérdidas de datos durante el vuelo.

El registrador se había instalado en la aeronave el 16 de mayo de 2003 y tenía 4.001 h desde la última revisión general (TSO).

El estado del dispositivo DFDR fue probado más tarde en un banco de pruebas y se encontró que la cinta se había atascado en la carcasa de protección de impactos. Los especialistas que inspeccionaron el DFDR consideraron que la razón de este atasco podía estar relacionada con el tiempo de vida de este DFDR de tipo cinta. Después de 3.000-4.000 h de servicio, la cinta comienza a degradarse estrechando sus bordes, produciendo la deformación de la cinta («curvado») en el rodillo. Según los especialistas, esto no debería afectar a la grabación normal de los datos de vuelo durante la operación de la aeronave.

Otros especialistas a los que se consultó consideraron que el desgaste de la cinta de los grabadores con este tiempo de uso produce pérdidas de datos en diferentes fases de vuelo debido tanto a la vibración como al propio desgaste del material de la cinta.

El programa de mantenimiento usado por la compañía requería sustituir el DFDR «según estado» (es decir, sólo cuando se observara algún defecto). Existía una prueba funcional a realizar en las inspecciones 1C. Esta prueba normalmente detectaría pérdidas de datos que requerirían una actuación de mantenimiento. El mantenimiento llevado a cabo por el operador no había detectado ninguna necesidad de desmontar o reparar el DFDR antes de que ocurriera el accidente.

1.11.2.1. Despegue de AMS. Parámetros de vuelo relevantes

A partir de los datos del DFDR, se concluyó que el despegue de AMS fue normal. Se registró un pico de +0,32 g en la aceleración lateral (hacia la derecha de la aeronave) entre las 15:46:10 h y 15:46:11 h (la aceleración lateral se graba cuatro veces por segundo), aunque se consideró que fue un valor espurio porque el impacto con el ave ocurrió a las 15:46:15 h.

La siguiente tabla muestra los valores de los parámetros más importantes durante el despegue en AMS. Las aceleraciones se graban 4 veces por segundo (la lateral y la longitudinal) u 8 veces por segundo (la vertical o normal). Las cifras mostradas en la tabla se refieren al valor de cada aceleración más cercano al segundo exacto indicado.

Tiempo UTC (hh:mm:ss)	Velocidad calculada (kt)	Aceleración lateral (g)	Aceleración longitudinal (g)	Aceleración vertical o normal (g)	Comentarios al CVR	Microinterruptor tierra/aire	Ángulo de cabeceo (grados)	Radio-altura (ft)	Posición de la palanca del tren de aterrizaje
15:45:37	45	-0,01	-0,04	1,013	(Al ATC) CM-1: «ok 1673 rolling» («de acuerdo 1673 rodando para despegue»)	Ground'	0	-4	—
15:45:38	45	-0,01	-0,04	1,02		Ground'	0	-4	DOWN'
15:45:39	45	-0,01	-0,03	1,048		Ground'	0	-4	—

Tiempo UTC (hh:min:ss)	Velocidad calculada (kt)	Aceleración lateral (g)	Aceleración longitudinal (g)	Aceleración vertical o normal (g)	Comentarios al CVR	Microinterruptor tierra/aire	Ángulo de cabeceo (grados)	Radio-altura (ft)	Posición de la palanca del tren de aterrizaje
15:45:40	45	-0,02	-0,04	1,036		Ground'	0	-4	DOWN'
15:45:41	45	-0,01	-0,04	1,036		Ground'	0	-4	—
15:45:42	45	-0,01	-0,04	1,009		Ground'	0	-4	DOWN'
15:45:43	45	-0,02	-0,03	1,02		Ground'	0	-4	—
15:45:44	45	-0,01	0,02	1,043		Ground'	0	-4	DOWN'
15:45:45	45	-0,02	0,1	1,032		Ground'	0	-4	—
15:45:46	45	-0,01	0,17	1,029		Ground'	0	-4	DOWN'
15:45:47	45	-0,02	0,16	1,069		Ground'	0	-4	—
15:45:48	45	-0,02	0,17	0,984		Ground'	-90	-4	DOWN'
15:45:49	45	-0,03	0,2	1,087		Ground'	-90	-4	—
15:45:50	45	-0,02	0,21	1,029		Ground'	0	-4	DOWN'
15:45:51	47	-0,02	0,2	1,011		Ground'	0	-4	—
15:45:52	53	-0,02	0,19	1,057		Ground'	0	-4	DOWN'
15:45:53	58	-0,02	0,19	1,009		Ground'	0	-4	—
15:45:54	63	-0,01	0,18	1,103		Ground'	0	-4	DOWN'
15:45:55	67	-0,02	0,18	0,979		Ground'	0	-4	—
15:45:56	72	-0,03	0,19	1,011		Ground'	0	-4	DOWN'
15:45:57	78	-0,03	0,18	0,993	CM1: «eighty» («ochenta»)	Ground'	0	-4	—
15:45:58	83	-0,04	0,18	1,094		Ground'	0	-4	DOWN'
15:45:59	87	-0,03	0,17	0,926		Ground'	0	-4	—
15:46:00	91	-0,02	0,17	1,041		Ground'	0	-4	DOWN'
15:46:01	96	-0,01	0,17	1,023		Ground'	0	-4	—
15:46:02	100	0	0,16	0,954		Ground'	0	-4	DOWN'
15:46:03	104	-0,02	0,16	1,043		Ground'	0	-4	—
15:46:04	108	-0,03	0,16	1,004		Ground'	0	-4	DOWN'
15:46:05	112	-0,02	0,15	1,018		Ground'	0	-4	—
15:46:06	116	-0,03	0,16	1,089		Ground'	0	-4	DOWN'
15:46:07	121	-0,04	0,15	1,016		Ground'	0	-4	—
15:46:08	126	-0,02	0,15	1,011		Ground'	0	-4	DOWN'
15:46:09	130	-0,02	0,14	1,071		Ground'	0	-4	—
15:46:10	133	-0,04	0,14	1,004		Ground'	0	-4	DOWN'
15:46:11	137	0	0,13	1,025		Ground'	0	-4	—

Tiempo UTC (hh:min:ss)	Velocidad calculada (kt)	Aceleración lateral (g)	Aceleración longitudinal (g)	Aceleración vertical o normal (g)	Comentarios al CVR	Microinterruptor tierra/aire	Ángulo de cabeceo (grados)	Radio-altura (ft)	Posición de la palanca del tren de aterrizaje
15:46:12	141	0	0,14	1,071	CM1: «vee one» [«uve uno» (velocidad de decisión)]	Ground'	0	-4	DOWN'
15:46:13	145	-0,01	0,13	1,004		Ground'	0	668	—
15:46:14	149	-0,01	0,13	1,092	CM1: «rotate» («rotación»)	Ground'	0	-4	DOWN'
15:46:15	152	-0,01	0,13	1,034	«Dump» (sonido)	Ground'	0	-4	—
15:46:16	156	-0,01	0,14	1,036	CM: Expresión de sorpresa	Ground'	1	-4	DOWN'
15:46:17	159	-0,02	0,18	0,995	CM: «yes that was against the wheels» («sí eso ha sido contra las ruedas»)	Ground'	3	-2	—
15:46:18	162	-0,02	0,21	1,016		Ground'	5	0	DOWN'
15:46:19	164	-0,02	0,24	1,089		Ground'	7	0	—
15:46:20	167	-0,01	0,25	1,126	CM-2: «gear up» («tren arriba»)	Air'	10	4	DOWN'
15:46:21	170	-0,02	0,25	1,112		Air'	11	8	—
15:46:22	173	-0,01	0,25	1,204	CM-1: «gear up» («tren arriba»)	Air'	12	17	DOWN'
15:46:23	174	-0,01	0,25	1,211		Air'	14	32	—
15:46:24	175	-0,01	0,24	1,186		Air'	15	49	UP'
15:46:25	176	-0,02	0,23	1,124		Air'	16	79	—
15:46:26	177					Air'	16	109	UP'
15:46:27	177					Air'	17	150	—
15:46:28	177					Air'	17	186	UP'
15:46:29	177					Air'	17	234	—
15:46:30	177					Air'	18	273	UP'
15:46:31	176					Air'	18	327	—
15:46:32	176				(Al ATC): CM-1: «KLM 1673 upon the rotation we hit a bird it is on the runway» («KLM 1673 en la rotación hemos golpeado un pájaro está en la pista»)	Air'	18	371	UP'

A las 15:58:57 h el ATC de Maastrich informó a la tripulación de que «... han hecho una comprobación de la pista y la única [ininteligible] encontrada fueron pequeños trozos, piensan que fue un ave bastante pequeña». La tripulación contestó «Sí, no era un ave muy grande, pero quizás todavía esté en alguna parte de nuestra aeronave» y agradecieron al ATC por la información.

1.11.2.2. Parámetros de vuelo relevantes. Aproximación final, toma de contacto y recorrido de aterrizaje en BCN

La siguiente tabla muestra los valores de algunos parámetros durante la aproximación final y aterrizaje en el Aeropuerto de Barcelona.

Tiempo UTC DFDR	Radio-altura (ft)	Cabeceo (grados)	Velocidad aerodinámica (kt)	Velocidad respecto al suelo (kt)	TLA ENG1 (grados)	TLA ENG2 (grados)	Rumbo (grados)	N1 ENG1 (%)	N2 ENG2 (%)	Pedal del timón de dirección (grados) (sentido positivo indica pedal derecho pisado)	Comentarios a algunos sonidos del CVR
17:40:00	514	2	148	132	18	19		61	61		
17:40:01	514	3	149	132	18	19		60	61		
17:40:02	489	3	149	132	18	19		60	61		La aeronave colaciona la autorización para aterrizar
17:40:03	470	2	149	132	18	19		61	61		
17:40:04	451	2	149	132	18	19		60	61		
17:40:05	434	3	149	133	18	19		61	61		
17:40:06	434	3	149	133	18	19		61	61		
17:40:07	431	2	149	133	18	19		61	61		
17:40:08	422	2	149	133	18	19		60	61		
17:40:09	412	2	149	133	18	19		60	61		
17:40:10	397	3	150	133	18	19		61	61		
17:40:11	385	3	149	134	18	19		60	61		
17:40:12	366	3	149	134	18	19		60	61		
17:40:13	354	3	149	134	18	19		60	61		
17:40:14	345	3	149	133	18	19		61	61		
17:40:15	335	3	149	133	18	19		60	61		
17:40:16	325	3	149	133	18	19		60	61		
17:40:17	311	2	149	134	18	19		60	61		
17:40:18	302	2	148	134	18	19		60	61		
17:40:19	288	2	148	134	18	19		60	61		
17:40:20	273	3	148	134	18	19		60	61	-0,40	
17:40:21	261	3	148	134	18	19		61	61	-0,39	
17:40:22	250	3	148	134	18	19		61	61	-0,39	
17:40:23	238	3	148	134	18	19		61	61	-0,39	

Tiempo UTC DFDR	Radio-altura (ft)	Cabeceo (grados)	Velocidad aerodinámica (kt)	Velocidad respecto al suelo (kt)	TLA ENG1 (grados)	TLA ENG2 (grados)	Rumbo (grados)	N1 ENG1 (%)	N2 ENG2 (%)	Pedal del timón de dirección (grados) (sentido positivo indica pedal derecho pisado)	Comentarios a algunos sonidos del CVR
17:40:24	230	4	148	134	19	20		61	61	-0,40	
17:40:25	225	4	148	134	19	20		61	62	-0,39	
17:40:26	211	3	148	134	19	20		37	62	-0,39	
17:40:27	—	7	—	161	—	21		—	13	0,00	
17:40:28	—	—	—	—	—	—		—	—	0,00	
17:40:29	—	—	148	—	19	—		61	—	-0,36	
17:40:30	164	3	148	134	19	20		61	62	-0,36	
17:40:31	150	3	147	135	19	20		61	62	-0,36	
17:40:32	140	3	146	135	19	20	248	61	61	-0,36	
17:40:33	128	3	147	135	22	22	248	66	65	-0,37	
17:40:34	117	4	148	135	22	24	248	67	68	-0,36	GPWS: «one hundred» («cien»)
17:40:35	105	3	145	136	22	23	248	66	66	-0,36	
17:40:36	95	3	146	136	22	23	248	66	66	-0,34	
17:40:37	85	4	146	137	22	23	249	66	66	-0,36	
17:40:38	75	4	148	137	22	23	249	65	66	-0,43	
17:40:39	65	4	148	137	20	23	249	65	66	-0,41	
17:40:40	57	3	148	137	20	21	250	63	64	-0,41	GPWS: «fifty» («cincuenta»)
17:40:41	48	3	435	138	19	21	250	62	62	-0,37	GPWS: «forty» («cuarenta»)
17:40:42	39	3	148	138	19	20	250	62	62	-0,33	GPWS: «thirty» («treinta»)
17:40:43	31	4	147	138	19	20	249	61	62	-0,37	
17:40:44	22	4	146	138	18	20	249	61	62	-0,26	GPWS: «twenty» («veinte»)
17:40:45	16	4	146	138	18	20	249	61	62	-0,54	GPWS: «ten» («diez»)
17:40:46	9	5	145	138	9	17	249	56	61	-1,40	
17:40:47	7	5	144	137	0	3	249	49	52	-0,89	
17:40:48	5	4	142	136	0	0	249	44	46	0,59	
17:40:49	3	5	141	135	-1	0	249	41	42	-0,92	
17:40:50	1	4	140	134	54	56	249	38	39	-1,04	Primer contacto del RH MLG

Tiempo UTC DFDR	Radio-altura (ft)	Cabeceo (grados)	Velocidad aerodinámica (kt)	Velocidad respecto al suelo (kt)	TLA ENG1 (grados)	TLA ENG2 (grados)	Rumbo (grados)	N1 ENG1 (%)	N2 ENG2 (%)	Pedal del timón de dirección (grados) (sentido positivo indica pedal derecho pisado)	Comentarios a algunos sonidos del CVR
17:40:51	1	4	137	131	36	54	249	37	37	-0,43	Sonido de reversa de empuje
17:40:52	1	3	131	127	32	32	248	46	40	0,78	Posible contacto del tren de morro con la pista
17:40:53	-1	1	126	122	32	31	248	67	58	2,83	
17:40:54	-1	1	120	118	32	31	248	82	77	6,22	
17:40:55	-1	0	116	113	32	31	248	82	88	10,94	Interjección de sorpresa de la tripulación
17:40:56	-1	0	111	108	32	31	248	81	87	13,20	
17:40:57	-1	0	107	104	32	31	249	80	87	13,13	
17:40:58	-1	0	102	99	31	31	249	80	87	13,19	
17:40:59	-1	0	99	95	32	31	247	80	87	13,48	
17:41:00	-1	0	95	91	32	31	244	80	87	13,60	
17:41:01	-1	0	91	87	-1	58	239	72	84	13,67	Ruido brusco (aeronave saliéndose de la pista)
17:41:02	-1	-1	85	81	-1	-2	235	59	74	13,65	
17:41:03	-1	-1	81	74	-1	-2	230	51	63	13,43	
17:41:04	-1	0	—	71	—	-2	—	—	24	0,00	
17:41:05	—	—	70	—	-1	—	226	116	—	11,01	
17:41:06	18	-56	—	47	—	-45	27	—	—		Final de la grabación CVR (estimada a las 17:41:06,000)

La figura 1.11.2.1 muestra el valor de algunos parámetros de vuelo relevantes durante el recorrido de aterrizaje en la pista 25R del Aeropuerto de Barcelona. La figura 1.11.2.2 presenta los valores de las aceleraciones en esta fase. En ambos casos los datos se presentan tal y como se obtuvieron sin ningún trabajo de filtrado que eliminara los posibles valores espurios.

La toma de contacto se realizó con el tren de aterrizaje principal a unos 140 kt y con una aceleración vertical (o normal) de 1,4 g a las 17:40:50 h. Las palancas de empuje se movieron hacia la posición de reversa casi inmediatamente después de la toma. La aeronave deceleró de forma normal y la rueda de morro se bajó suavemente. Cuando el ángulo de cabeceo estaba entre 3° y 1° (y el NLG acababa de tocar tierra), se comenzó a aplicar el pedal derecho.

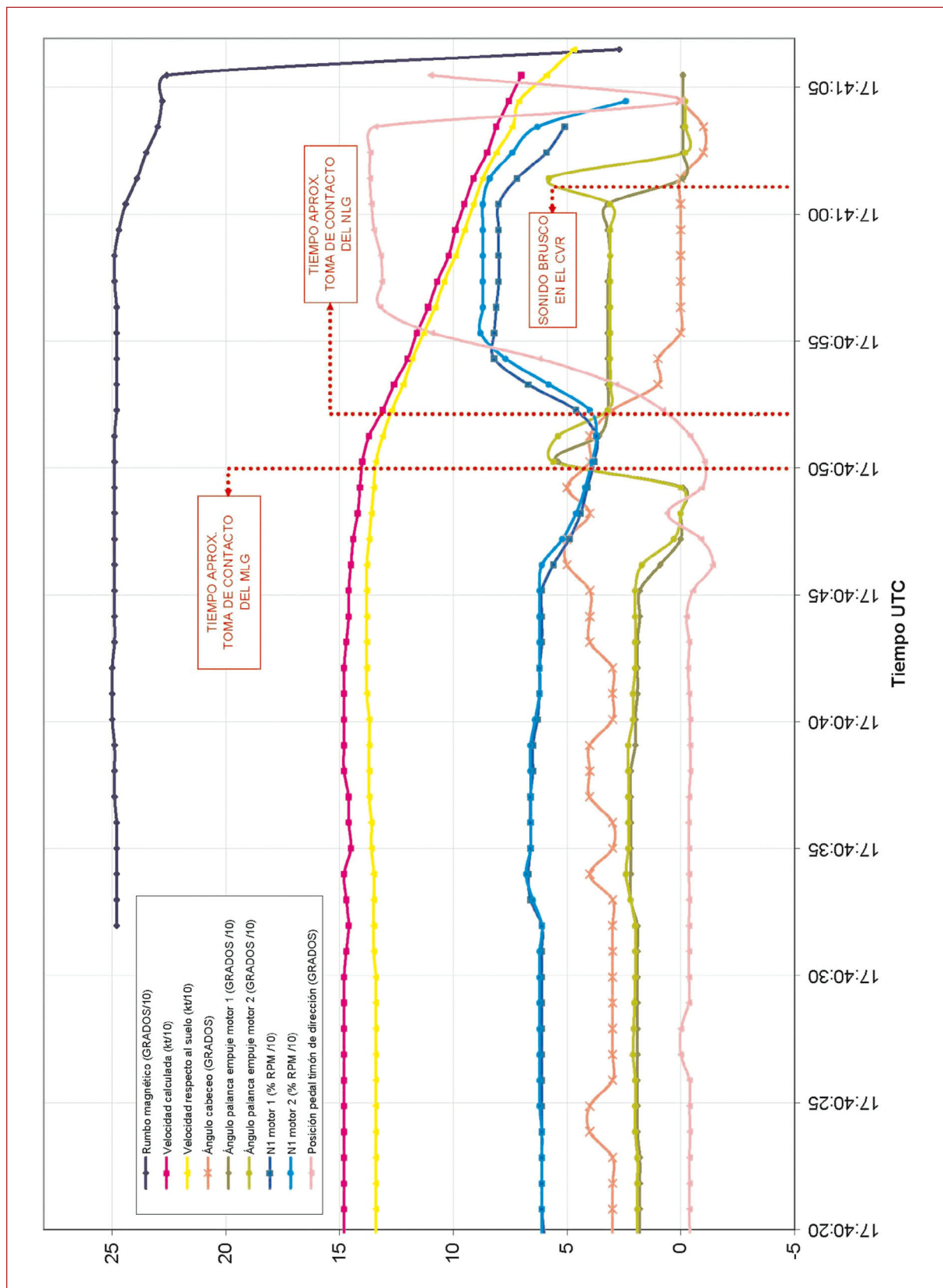


Figura 1.11.2.1. Valores de varios parámetros durante el aterrizaje

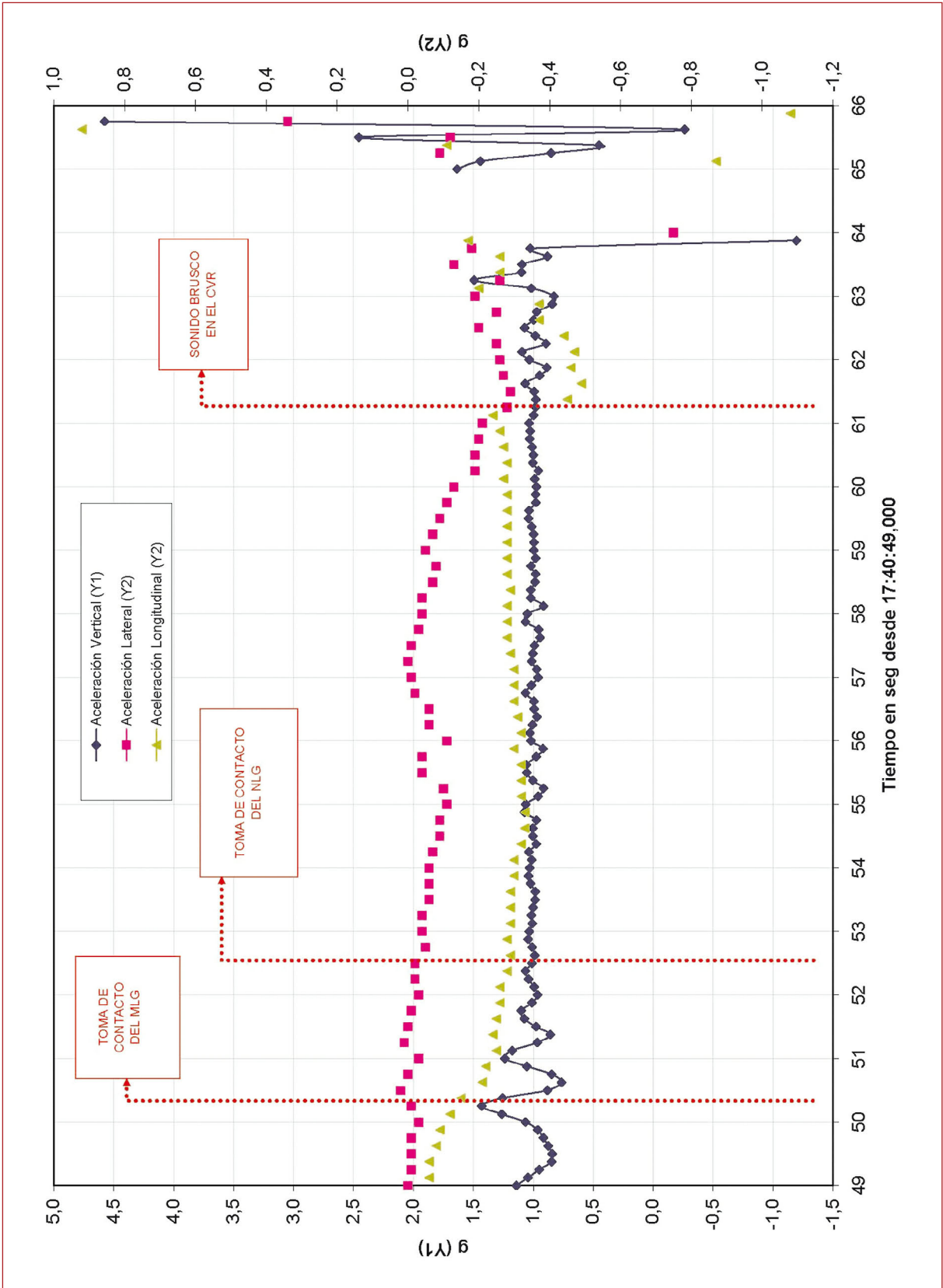


Figura 1.11.2.2. Aceleraciones durante la toma y la carrera de aterrizaje

La deflexión del pedal continuó hasta alcanzar su máximo a una velocidad de 111 kt a las 17:40:56 h.

Entre las 17:41:01 y las 17:41:03 h la aeronave salió de la superficie pavimentada de la pista y se registraron ruidos en el CVR. Alrededor de las 17:41:01 h fueron replegadas las reversas izquierda y derecha. El DFDR mostraba que la palanca de empuje izquierda estaba en la posición de ralentí y el valor de N1 izquierdo (velocidad de rotación del fan) también descendió. La palanca de empuje derecha se adelantó y después también se retrasó a ralentí. La máxima aceleración lateral ($-0,29$ g) se grabó a las 17:41:01 h a una velocidad aerodinámica de 91 kt (87 kt de velocidad con respecto al suelo), mientras que la aceleración vertical máxima (1,49 g) se grabó a las 17:41:03 h a 81 kt de velocidad aerodinámica (74 kt de velocidad con respecto al suelo).

Desde este momento (17:41:03 h), los parámetros grabados en el DFDR ya no son fiables, según la conclusión de los especialistas del fabricante. La aeronave sufrió una fuerte deceleración en el área sin preparar al lado de la pista hasta que se detuvo. Por lo tanto, no fue posible determinar la posición de las palancas o de los valores de las aceleraciones durante la parte final de la salida de pista.

1.11.3. *Registrador de datos de acceso rápido (QAR)*

La aeronave también estaba equipada con un registrador de datos de acceso rápido que grababa varios parámetros de vuelo (incluyendo aquellos registrados por el DFDR) en un carrete de cinta extraíble. Entre estos parámetros había algunos relacionados con los sistemas eléctricos e hidráulicos que eran relevantes en este accidente, como el estado y las presiones individuales del sistema de frenos y la falta de la energía eléctrica a los registradores de vuelo. A diferencia del DFDR, el QAR no está diseñado para sobrevivir al impacto de un accidente. Se usa con fines operacionales y de mantenimiento.

El carrete o el disco fue descargado por el operador, pero los datos grabados finalizaban cuando la aeronave estaba en aproximación final a 216 ft de radioaltura, con rumbo 249° y velocidad de 148 kt.

El disco fue entonces entregado al fabricante para hacer otro intento de descarga de los importantes datos de la fase del recorrido del aterrizaje. Sin embargo, los datos tampoco se pudieron descargar. Dado que la aeronave tenía una Unidad de Supervisión de Datos de Vuelo Digital («Digital Flight Data Monitoring Unit», DFDMU) Teledyne P/N 227000-335, S/N 318, con un QAR integral instalado, se decidió probar si quedaban datos en la memoria no volátil. Para ello, se utilizó el disco óptico original para descargar el buffer de la DFDMU, pero no se pudo obtener ningún dato de utilidad.

La causa de la discontinuidad de datos es que normalmente, para aumentar la calidad de la grabación del disco con la mínima vibración, no se registran datos en las fases de aproximación, aterrizaje y rodadura. Después de que la aeronave haya estado estacionada durante unos 5 minutos, los datos del buffer comenzaron a transferirse al disco.

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

1.12.1. Zona de impacto

La aeronave se salió de la pista 25R y fue hacia otra área pavimentada en construcción de unos 10 m de ancho, después de saltar un escalón hacia abajo de aproximadamente 10 cm de altura. Después de pasar por encima de una zanja de unos 20 cm de profundidad, entró en una zona de terreno no preparado cubierta en gran medida por arena, y el tren de aterrizaje se arrastró por la superficie. La aeronave atravesó una valla de plástico y sufrió daños por las barras de hierro que servían de apoyo a las redes de señalización. El NLG y el LH MLG golpearon contra una tubería enterrada que probablemente los hizo plegarse y desprenderse, respectivamente (véanse las flechas blancas en la foto anexa 1.12.1.1).

La aeronave se detuvo al borde de un canal de drenaje de aguas pluviales que discurría aproximadamente paralelo a la pista 25R. El canal tenía unos 15 m de anchura y 2,5 m de altura desde la superficie de agua. La profundidad del agua era de unos 1,5 m.



Foto 1.12.1.1. Se ha marcado mediante flechas la posición de la tubería enterrada en las huellas del LH MLG y NLG



Foto 1.12.1.2. Posición final de la aeronave cerca del borde del canal

1.12.2. *Huellas en la pista y marcas en el terreno*

Véanse los planos adjuntos en el Apéndice A.

El punto exacto de la toma de contacto no se pudo determinar por las marcas en la pista. No había marcas perceptibles o anormales antes del final de la zona de toma de contacto de la pista 25R. El personal del aeropuerto informó de que cuando inspeccionaron la pista después del accidente, no encontraron partes desprendidas de la aeronave.

El comienzo de las marcas de las dos ruedas de morro se observó sobre la primera línea de eje de pista después de las dos últimas marcas gemelas del final de la zona de toma de contacto, cerca de la salida rápida B-A. Las marcas no tenían huellas perceptibles de estrías y, por lo tanto, se determinó que ambas ruedas del NLG giraron a la izquierda desde el comienzo de las marcas. Las marcas comenzaban inmediatamente a separarse a la izquierda del eje de pista.

Las primeras marcas del LH MLG (véase Apéndice A) se podían apreciar unos 253 m más adelante y después de otros 132 m se identificaron las primeras marcas del RH MLG. Las marcas eran continuas y no mostraban derrapes intermitentes de los neumáticos. Las marcas del NLG se oscurecían mucho en esta zona.

Al comienzo de ambas marcas del MLG se podían ver en ellas las estrías de las bandas de rodadura de los neumáticos. La distancia lateral entre el NLG y el LH MLG era mucho menor que la distancia entre el NLG y el RH MLG, mostrando una importante componente lateral de desplazamiento hacia la izquierda.

Unos 83 m después de que aparecieran las primeras marcas del RH MLG cruzaban la línea de faja lateral de la pista 25R, muy cerca de la luz del borde de pista. Las estrías de los neumáticos LH y RH todavía se podían ver.

Unos 50 m después del punto anterior, las marcas del RH MLG abandonaban el margen pavimentado de la pista 25R y entraron en otra área pavimentada todavía en construcción.

La aeronave derrapó durante 142 m de esta área pavimentada y por la zona adyacente cubierta de arena hasta que se detuvo. La posición final del centro del ala era de unos 88 m a la izquierda del eje de pista y a 1.606 m desde el umbral de la pista 25R. La punta del ala izquierda también estaba separada unos 88 m del eje de pista, y el fuselaje tenía un rumbo de 174° (esto es, tenía un ángulo de unos 73° de morro hacia la izquierda con respecto al eje de pista).

Por lo tanto, los restos de la aeronave estaban fuera de la franja de pista declarada en el AIP para la pista 25R-07L (120 m de anchura, esto es, 60 m a cada lado del eje de pista, véase punto 1.10.1 más arriba).

1.12.3. *Distribución de los restos*

La góndola del motor izquierdo se arrastró por el terreno alrededor de 10 m y finalmente se quedó enterrada casi 50 cm en la tierra. El motor había ingerido partes de las vallas de plástico y de las redes usadas para señalar el área de construcción. Quedaban todavía algunos de estos restos en la parte trasera del motor.

El LH MLG se desprendió después de que se rompieran los fusibles delanteros y traseros. El neumático de la rueda interior dañó la parte inferior del carenado izquierdo de la guía de los flaps de borde de salida.

El RH MLG permaneció en su sitio aunque más de tres cuartos del diámetro de las ruedas quedaron enterrados en la arena.

El motor derecho no tenía objetos sólidos externos en su interior, aunque tenía restos de agente extintor de incendios. En esa área el terreno estaba cubierto de espuma y se había formado barro. El terreno alrededor de las otras partes de la aeronave no tenía barro. Se llegó a la conclusión de que el motor derecho no había absorbido partes de las vallas o redes de plástico de la construcción.

Durante los impactos finales, se rompió el brazo de arrastre («drag link») y el NLG se replegó hacia atrás y rompió algunas redes y vallas del área de construcción. Las puertas del NLG estaban parcialmente desprendidas.

Se estimó que el fuselaje tenía un ángulo de balanceo hacia la izquierda de unos 10° y un ángulo de cabeceo de unos 4°.

Hay cinco paneles de spoilers en cada semiala. Se numeran del 1 al 10 empezando desde la punta de ala izquierda. Los siguientes paneles aparecieron levantados: 1, 3, 9 y 10 (sólo parcialmente).

1.12.4. *Estado de los controles e indicadores de la aeronave*

Al inspeccionar la cabina de vuelo el día del accidente se pudo obtener la siguiente información relevante sobre el accidente:

- Ningún corta-circuito («circuit breaker») se encontró saltado.
- Palanca de flaps 40°.
- Compensador del estabilizador horizontal: 5 unidades.
- Pedal izquierdo del timón de dirección deflectado.
- Compensador del timón de dirección con la bandera en OFF (sin corriente).
- Una botella de agua de 1/2 litro en los pedales del CM1.
- Una funda de gafas en los pedales del CM2.

- La palanca de frenos aerodinámicos totalmente abajo.
- Reversas de empuje replegadas.
- Tren de aterrizaje abajo.
- «Tiller» del CM1 totalmente a la derecha.
- «Tiller» del CM2 centrado.
- Ventanillas abiertas.
- Cuerdas de salida de emergencia no soltadas (es decir, todavía guardadas en sus alojamientos).
- Los interruptores de emergencia de fuego del motor y del APU estaban sacados y girados.
- Frenada automática nivel 2 seleccionada.
- Luz de «botella de APU descargada» encendida (era la única luz encendida en toda la cabina).

1.13. Información médica y patológica

Hubo cinco personas que sufrieron lesiones leves, como magulladuras y contusiones consecuencia de la evacuación de emergencia. Fueron los primeros en ser atendidos «in situ» por los servicios médicos del aeropuerto. Cuando los pasajeros fueron llevados a la terminal, se ofreció a algunas de las personas lesionadas ser conducidas a las dependencias del servicio médico para una mejor atención, pero lo rechazaron. Más tarde, se trasladó en autobús a un total de cinco pasajeros a estas dependencias, y tres de ellos fueron enviados al hospital para una evaluación posterior. Todos salieron dentro de las 48 h.

1.14. Incendios

No hubo incendio. Después de que sonara la alarma, dos vehículos del servicio de extinción de incendios de la zona norte se desplazaron inmediatamente hacia los restos de la aeronave. También se desplazaron otros vehículos hacia allí poco después. El servicio de extinción de incendios declaró en su informe que se podía ver en la pista una gran nube de polvo. Cuando localizaron la aeronave, había todavía gran cantidad de ocupantes fuera de ella. Vieron humo saliendo del motor derecho y aplicaron rápidamente agua y agente extintor a la góndola. Después de la evacuación los bomberos entraron con una manguera en el avión para asegurar que nadie permanecía dentro.

1.15. Aspectos de supervivencia

1.15.1. Daños en cabina

La cabina de pasajeros no sufrió daños importantes o deformaciones. Ninguna butaca (había seis butacas nombradas de izquierda a derecha ABCDEF y separadas por un solo pasillo) tenía daños y permanecían ancladas a sus guías (rieles).

Las mesas de comida de los siguientes asientos delanteros estaban hacia abajo (esto es, en la posición de servir la comida): 4D, 8B, 10A, 10D, 10E, 11B (en la trayectoria de salida de emergencia de la parte superior del ala) y 21D.

La mesa de la bandeja de comida del respaldo de la butaca 10B (en frente de la butaca 11B), que estaba situada en la salida delantera izquierda de emergencia del pasillo, se encontró que tenía la sujeción del lado derecho (esto es, hacia el pasillo). Por lo tanto, la trayectoria normal de salida de los pasajeros hacia la salida de emergencia de tipo III pudo fácilmente soltar la bandeja (véase foto 1.15.1.1, flecha blanca en el respaldo de la butaca central).

Las siguientes unidades de servicio al pasajero «Passenger Service Units» (PSU) (referidas al correspondiente número de fila habían caído (estaban colgando verticalmente):

Estado	Números de fila en el lado izquierdo	Números de fila en el lado derecho
	3, 5, 10, 16, 18, 20, 22	25



Foto 1.15.1.1. El cierre de la bandeja de comida de la butaca central puede girarse hacia el sentido de la trayectoria de salida de emergencia tipo III (hacia la izquierda de la foto) y, por tanto, soltarse durante la evacuación de emergencia

Los siguientes paneles PSU (referidos al correspondiente número de fila) se encontraron abiertos:

Estado	Números de fila en el lado izquierdo	Números de fila en el lado derecho
Completamente abiertos (contenidos por la cinta de sujeción; el cierre rompió)	15, 16, 17, 18	
Parcialmente abiertos (contenidos por la cinta de sujeción)	22, 23, 26	26

Se encontró que muchos cierres de los paneles PSU se habían roto aparentemente debido a las cargas laterales de inercia hacia la izquierda de la aeronave o por la flexión y torsión del fuselaje (véase Foto 1.15.1.2).

Cuando se inspeccionó la aeronave después del accidente, los paneles del techo situados en los compartimientos delanteros y traseros de los tripulantes de cabina estaban en su sitio. Sin embargo, según las declaraciones recogidas ambos paneles se desprendieron después del accidente y se volvieron a poner en su lugar por los tripulantes de cabina (véase Foto 1.15.1.3). La cinta de sujeción del panel delantero del techo se rompió, y el del compartimiento trasero se soltó sin romperse. El gancho no estaba en posición normal (en la mitad de la cinta de sujeción).

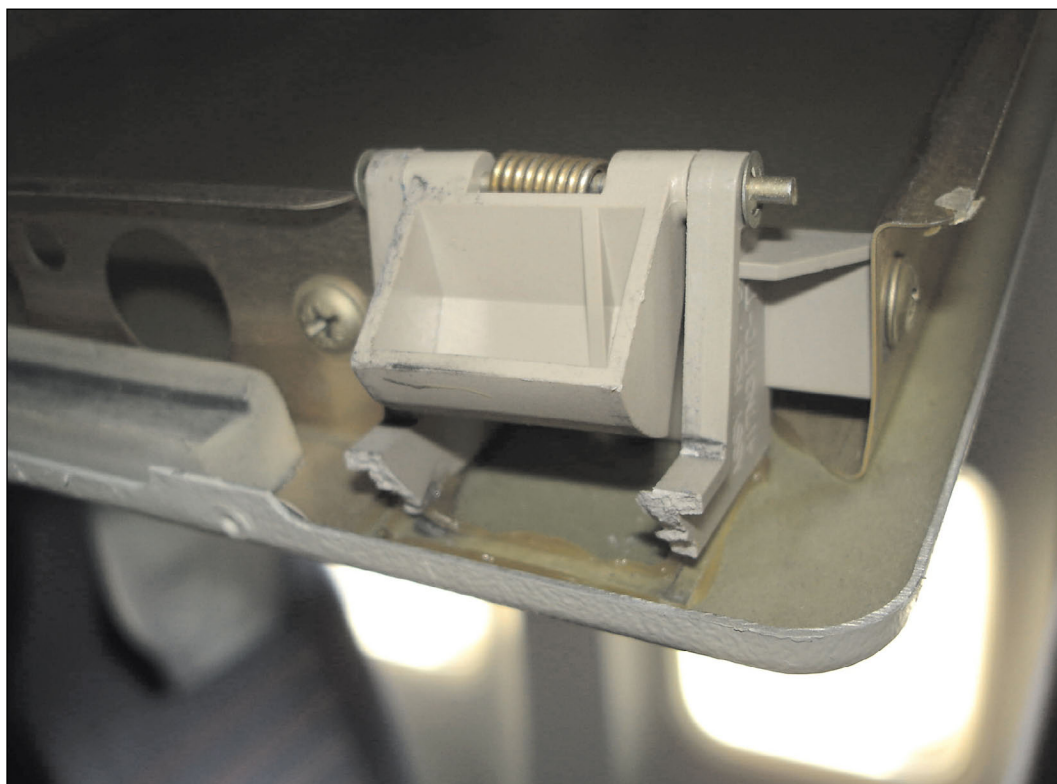


Foto 1.15.1.2. Detalle del cierre de un panel PSU roto en el lado izquierdo de la aeronave



Foto 1.15.1.3. Panel del techo en la parte trasera del compartimiento de asistencia en cabina. Durante la inspección después del accidente se encontró cerrado, pero testigos declaran que se abrió después de que la aeronave se detuvo, obstruyendo el camino hacia las salidas de emergencia L2 y R2, la cinta de sujeción se soltó. El gancho está al final de la unión con la cinta de sujeción

1.15.2. Evacuación de la aeronave

Después del accidente, todas las puertas y salidas de la aeronave (puertas 1L, 1R, 2L y 2R y las cuatro sobre las salidas de las alas) se encontraron abiertas. Las tramillas de las salidas sobre el ala se encontraron fuera de la cabina, junto al ala.

Todas las rampas de salida se encontraron infladas, pero la 1R estaba torcida hacia atrás (esto es, la parte frontal hacia arriba y la parte de atrás hacia abajo) de una forma que podía haber evitado su uso para la evacuación (véase Foto 1.15.2).

1.15.2.1. Declaración de los tripulantes en cabina

Según las declaraciones recogidas de los tripulantes de cabina, las actividades de embarque y prevuelo en AMS se realizaron con normalidad. La aeronave estaba casi llena y había mucho equipaje de mano difícil de colocar en la cabina. El resto del vuelo fue normal.



Foto 1.15.2. La rampa de salida de la puerta 1R estaba torcida

Durante el recorrido del aterrizaje en BCN, después de la fuerte sacudida de la aeronave en la última fase del movimiento antes de detenerse, los paneles del techo de la parte delantera y trasera de la cabina se abrieron y cayeron. Estaba muy oscuro y no se observó pánico en los pasajeros. La señal de evacuación se activó desde la cabina de vuelo y una voz dio la orden de evacuación a través de la megafonía.

La puerta de entrada delantera (1L) se abrió y la rampa se infló con normalidad, aunque la puerta no blocó en la posición abierta en el primer intento y hubo que realizar otro movimiento para llevarla a la posición de totalmente abierta y bloqueada. La puerta de servicio delantera (1R) también se abrió con normalidad y se llevó a la posición de totalmente abierta, aunque no se blocó en esa posición y osciló hacia atrás otra vez. La rampa se infló con normalidad, aunque permaneció doblada aproximadamente de media rampa hacia abajo. El CA-2 informó al jefe de los tripulantes de cabina (CA-1) que la salida no se podía utilizar. En la parte trasera de la cabina, la puerta de entrada (2L) se pudo abrirse y bloquearse en el segundo intento. El CA-3 informó de que la puerta era «extremadamente pesada» para abrirla, y que empezó a cerrarse otra vez mientras ella la bloqueaba contra el fuselaje. La puerta de servicio trasera (2R) se pudo abrir pero parecía que la rampa estaba doblada y la puerta osciló hacia atrás golpeando la rampa. El tripulante de cabina que abría la puerta decidió que esa salida no se podía utilizar y ambos tripulantes en cabina dirigieron a los pasajeros hacia la puerta 2L.

Varios tripulantes de cabina declararon que si hubieran estado solos en el área de la cocina (sin otro compañero en caso de un vuelo con mínima tripulación de cabina) hubieran podido abrir sólo una puerta, y si ésta no se puede abrir en algunas situaciones, hubiera sido muy difícil alcanzar otra puerta si la cocina se obstruyera por pasajeros en estado de pánico.

También declararon que tal vez el mensaje de «dejen el equipaje de mano» podía añadirse a las órdenes de evacuación de emergencia.

Algunos pasajeros que estaban de pie en el pasillo tuvieron que ser instados a moverse y evacuar la aeronave. Otros pasajeros fueron observados intentando abrir los maleteros de techo y recuperar sus pertenencias. Los tripulantes de cabina les ordenaron dejarlos y evacuar rápidamente la aeronave. Ningún tripulante declaró ver en esos momentos ninguna iluminación de emergencia.

Las cuatro puertas de emergencia sobre el ala fueron abiertas por los pasajeros en esos momentos.

Algunos de los pasajeros que utilizaron la salida 1L cayeron al agua del canal, ya que la rampa estaba muy cerca del borde. A bordo de la aeronave había un menor de 7 años que no iba acompañado que fue encontrado más tarde en tierra a cargo de un pasajero.

Los tripulantes de cabina habían cogido algunos componentes del equipo de emergencia como los megáfonos, linternas y el botiquín de primeros auxilios.

Durante la evacuación, el servicio de extinción de incendios fue visto actuando en la zona derecha de la aeronave.

Después de que la tripulación y los pasajeros fueran trasladados al área terminal de llegadas, la situación se volvió muy confusa y nadie fue capaz de informarles sobre los pasos a seguir. La tripulación tuvo una sensación de frustración al ver cómo los pasajeros del accidente se mezclaban con otros pasajeros.

1.15.2.2. Declaración de los pasajeros

Varias semanas después del accidente, el equipo de investigación envió cuestionarios en inglés, alemán y español a los pasajeros de la aeronave a través del explotador. Los cuestionarios incluían preguntas detalladas en relación con las secuencias del accidente y la evacuación de emergencia, incluyendo la puerta utilizada, heridas sufridas, instrucciones recibidas, problemas encontrados, etc.

En mayo de 2005, un total de 43 pasajeros de los 140 a bordo habían contestado, incluyendo informes de haber observado el comportamiento de otros seis pasajeros. También

se obtuvieron de la policía datos de otros tres pasajeros. Las respuestas proporcionaron información útil. Se incluye a continuación un breve resumen de los aspectos más importantes. Un estudio más detallado de los cuestionarios recibidos, preparado con la ayuda de los especialistas de seguridad en cabina de KLM, se incluye en el Apéndice B.

Había un piloto comercial, un comandante de compañía aérea retirado y dos ex azafatas a bordo de la aeronave como pasajeros. Había aproximadamente un 64% de varones y un 36% de mujeres entre los pasajeros.

Siete personas que contestaron al cuestionario informaron haber sufrido lesiones leves (pequeños cortes, magulladuras, golpes, etc.) durante el suceso, la mayoría durante la evacuación de emergencia.

Varios pasajeros que hablaban español declararon que no pudieron entender completamente las instrucciones de seguridad de prevuelo porque sólo se proporcionaron en inglés y en alemán.

Un pasajero agarró a sus hijos de la mano porque pensaba que iban a salir despedidos durante la salida de la pista aunque pensaba que tenían los cinturones ajustados. Otros pasajeros declararon que se habían golpeado con la parte trasera del asiento de enfrente aunque también tenían los cinturones ajustados.

Se vio salir humo, vapor o polvo del techo de la cabina. Algunos pasajeros declararon que la cabina se quedó completamente a oscuras después del accidente. Otros declararon que se observó encenderse alguna iluminación de emergencia. Varios pasajeros utilizaron las salidas sobre el ala derecha. Los pasajeros que abrieron las salidas sobre el ala O1L, O1R y O2R respondieron al cuestionario. Se presentaron algunos problemas con la puerta O1L pero dieron un golpe brusco y la pudieron abrir. Las otras salidas sobre el ala se abrieron fácilmente. Algunos pasajeros declararon que se dieron instrucciones específicas a la gente que estaba sentada cerca de estas puertas antes de comenzar el vuelo. Se vio a un pasajero ayudando y dando instrucciones a la gente fuera de las salidas sobre el ala. Según se supo, tenía experiencia profesional aeronáutica. Un pasajero recomendó utilizar mensajes grabados más altos para la evacuación de emergencia. Otros recomendaron utilizar varios idiomas para estos mensajes.

De las respuestas recibidas, 15 pasajeros utilizaron la salida 2L; 15 la 1L; 8 la O1L; 5 la O1R y tres pasajeros utilizaron la O2R. Uno de los pasajeros no recordaba exactamente qué salida utilizó.

Varios pasajeros reconocieron haber abierto los maleteros de techo y haber cogido sus pertenencias durante la evacuación. Las estimaciones de los pasajeros sobre el tiempo empleado en la evacuación de la aeronave eran de entre 30 segundos y 5 minutos. La respuesta más común era de 2-3 minutos. Hacía frío fuera y al menos dos pasajeros se empaparon al caer en el canal. Algunos pasajeros dejaron sus zapatos a bordo.

Los comentarios consideraban que la llegada de los bomberos, y especialmente de las ambulancias, había llevado mucho tiempo.

Casi todos los comentarios obtenidos incluían quejas sobre la atención de los pasajeros después del accidente. Según los pasajeros, no hubo ninguna organización en la terminal ni información sobre los pasos a seguir. La mayoría de los pasajeros estaban preocupados por sus pertenencias y el equipaje facturado que seguía a bordo de la aeronave. Se formó una gran cola para tomar nota de los detalles del equipaje. También hubo problemas de comunicación debido a limitaciones en el uso del inglés de la gente encargada de tomar nota de los nombres de los pasajeros. No se identificó nadie como autoridad al cargo en el edificio para proporcionar informes o instrucciones sobre qué hacer. No hubo mantas, bebidas ni asistencia psicológica. La mayoría de los comentarios coinciden en que había frustración y caos en los ocupantes de la aeronave en la terminal del aeropuerto.

1.16. Ensayos e investigación

1.16.1. *Inspección visual de la aeronave en la plataforma*

1.16.1.1. Mandos de vuelo

Cuando se inspeccionó la aeronave en la plataforma, los flaps y los spoilers estaban recogidos. Los slats estaban extendidos.

La punta de la semiala izquierda y el alerón izquierdo aparecían sin daños. La parte baja del carenado del flap n.º 1 aparecía roto y con rastros de fluido hidráulico. Parecía que había sido golpeado por las ruedas del tren izquierdo al desprenderse.

El cable del alerón izquierdo se había roto en la raíz del ala izquierda. Había también dos cables del sistema de spoilers rotos.

El eje de transmisión de la unión de los flaps izquierdos se desprendió de su acoplamiento a la unidad de transmisión del flap.

Había restos de suciedad y barro en la parte inferior del cono trasero y en la superficie inferior del estabilizador horizontal.

En el ala derecha, los cables del alerón y de los spoilers aparecían intactos. No había daños externos aparentes en el ala derecha ni en la sujeción del motor derecho, incluyendo las superficies del alerón, flaps y slats.

No había daños estructurales obvios (doblecres o arrugas en el revestimiento) de la parte trasera del fuselaje (detrás de la raíz del ala).

Un tubo del sistema hidráulico se rompió en el lado izquierdo (cerca del hueco del tren izquierdo). Otro tubo de líquido hidráulico para el sistema de spoilers se rompió en la zona del fusible delantero del tren izquierdo.

Un manguito del sistema de frenos se rompió en el tren izquierdo.

1.16.1.2. Tren de aterrizaje

1.16.1.2.1. *Tren de aterrizaje de morro*

El montante del amortiguador del tren de morro se dobló hacia atrás y se incrustó contra el mamparo trasero del pozo de las ruedas. Se observaron muchos arañazos y abolladuras en esa área. El montante del amortiguador estaba todavía unido a las piezas del conducto de guiado de los cables en el mamparo lateral. Los pernos y los cojinetes del «trunnion» estaban intactos. La zona del «trunnion» del montante del amortiguador todavía tenía restos del ave. Este montante amortiguador aparecía cargado con gas y fluido y no parecía haber fugas. Todos los componentes estaban contaminados de suciedad.

En el sistema de dirección de la rueda de morro, los cojinetes en ambas poleas estaban deformados de tal forma que las poleas estaban atascadas contra sus soportes y no giraban. El cable NWSB se había roto a 56 cm del tensor (véase Figura 1.6.2). Parecía ser aproximadamente el punto donde conectaba con el sello de presión del conducto de guiado de los cables («trunnion pressure seal»). El examen del cable con una lupa mostraba signos de desgaste. El soporte de la polea superior del cable NWSM estaba roto. Los cables y las poleas tenían restos del ave. La tapa de la válvula de dirección estaba aplastada en varios sitios y sus pletinas de unión estaban rotas. Varios componentes del mecanismo de dirección también estaban rotos. La válvula de dirección estaba intacta. Todos los componentes estaban llenos de suciedad. El tiller del copiloto se manejaba con normalidad a la izquierda o a la derecha. El tiller del comandante ofrecía mucha resistencia hacia la izquierda y se atascaba antes de alcanzar el giro total a la derecha. El giro a la derecha no oponía resistencia fuera cual fuera el giro aplicado al tiller. La operación del pedal del timón de dirección parecía normal.

Los neumáticos del tren de morro estaban muy rayados y desgastados. En varias zonas no quedaba banda de rodadura y se veía la lona. El borde exterior del neumático derecho y el borde interior del izquierdo aparecían muy rozados. Los neumáticos estaban girados 17 grados hacia la izquierda como se indicaba en la placa indicadora situada en la parte trasera de la pata. Las marcas de rozaduras de los neumáticos formaban aproximadamente 90 grados respecto al eje longitudinal de la banda de rodadura.

La orejeta de la barra de arrastre se rompió. Las barras de bloqueo y la barra de arrastre inferior estaban rozadas pero intactas. Los manguitos y los tubos hidráulicos esta-

ban dañados, pero no tenían fugas. Los actuadores habían quedado relativamente indemnes.

Se observaron otros daños a la estructura del pozo de las ruedas, compuertas y luz de aterrizaje, y se consideró que eran consecuencia del recorrido realizado en la salida de pista.

Una parte del montante amortiguador del tren de morro se aplastó contra la compuerta de acceso al compartimiento electrónico y contra la parte inferior del fuselaje entre esta compuerta y el mamparo trasero del pozo del tren de morro.

1.16.1.2.2. *Tren principal de aterrizaje*

1.16.1.2.2.1. Tren principal derecho (RMLG)

Los componentes del montante del amortiguador y del montante lateral parecían estar intactos. Estaban contaminados con grandes cantidades de arena, tierra y otros restos. No se observó ninguna fuga de fluido del amortiguador.

Los neumáticos eran bastante nuevos, con poco desgaste en su banda de rodadura. La superficie de la banda tenía algunos cortes y abrasiones. Los frenos tenían mucha longitud disponible en su indicador de desgaste. No se observaron fugas en los pistones de los frenos. Aunque estaban muy contaminados por arena y tierra, no se apreciaron daños en las ruedas ni en los frenos.

Todas las compuertas del tren y sus sujeciones aparecían intactas, aunque muy sucias con tierra y arena.

No se observaron daños o fugas en ningún componente de los sistemas actuadores o hidráulicos, aunque también estaban muy cubiertos con arena y tierra. No se apreciaron daños por fuego.

1.16.1.2.2.2. Tren principal izquierdo (LMLG)

El montante del amortiguador se había separado de sus sujeciones en el larguero y en la viga de soporte del tren. La parte delantera se separó en el bulón frangible (o fusible) entre la barra y el cojinete del cilindro de la pata (o «trunnion») y causó daños localizados al cojinete y a la sujeción al larguero trasero. El extremo trasero del tren se separó en la tuerca del cojinete del bulón fusible trasero, y también causó daños localizados a la viga del tren. La barra de arrastre lateral estaba todavía unida al montante del amortiguador. Se había separado de la estructura del avión en la zona del actuador de subi-

da del tren. El bulón frangible en la parte de arriba de la barra de arrastre no se rompió. Tanto el montante del amortiguador como la barra de arrastre lateral estaban sucios con grandes cantidades de arena, tierra y otros residuos. No se observaron fugas de líquidos.

Los neumáticos eran bastante nuevos, estaban poco desgastados y tenían mucha banda de rodadura todavía disponible. Esa banda de rodadura presentaba cortes y abrasiones. Los frenos tenían mucha longitud disponible en sus indicadores de desgaste. No se apreciaron fugas en los pistones de los frenos. No había daños evidentes en las ruedas o en los frenos, aunque tenían muchos residuos de arena y tierra.

Las compuertas y sus elementos de sujeción estaban muy dañados y muy contaminados con tierra y arena.

Varias tuberías hidráulicas en la raíz de la semiala, incluyendo ambos tubos de presión de frenos, estaban cortados, doblados o golpeados. Había fugas en las tuberías rotas. Muchos componentes aparecían sucios con tierra, arena o líquido hidráulico. El actuador del tren y las barras de bloqueo de tren arriba y tren abajo estaban dañados, así como sus mecanismos correspondientes. No se observaron otros daños a componentes de los sistemas del avión en el pozo del tren.

El cableado de indicación de bloqueo de ruedas estaba roto. No se observaron daños por fuego.

El borde de salida de la semiala izquierda mostraba numerosas abolladuras en los bordes de salida de los flaps, en los carenados de las guías de flaps y en los paneles superiores e inferiores de esos bordes de salida como resultado del contacto con la pata del tren una vez separada.

1.16.1.3. Motores

1.16.1.3.1. Motor izquierdo

El capot de la toma estaba todavía unido al motor pero seriamente abollado y resquebrajado. Todos los álabes del fan estaban dañados de forma coherente con el bajo empuje debido al daño por ingestión de objetos extraños (FOD) que accedieron al conducto de entrada de aire. Algunas partes de las redes de seguridad y de las barreras de plástico (rojas y blancas) se encontraron dentro del área del fan y de los álabes del estátor.

Había evidencia de ingestión de arena dentro del núcleo del motor. La cubierta del fan estaba muy dañada, especialmente en la parte derecha y la parte inferior. La parte dere-

cha se había desgarrado parcialmente. La parte inferior mostraba graves daños de impactos longitudinales y verticales.

Las reversas de empuje se encontraron plegadas. La parte inferior mostraba signos de raspaduras. La parte delantera derecha de la reversa derecha del fan estaba parcialmente doblada hacia atrás. Los carenados de la sujeción del motor al ala estaban agrietados en varios sitios, indicando deformación de la unión de la sujeción del motor al ala.

Había signos de deformación en la parte superior del escape, que tenía algo de arena. Todos los sistemas de la mitad inferior del motor estaban seriamente dañados. Había una pequeña fuga de aceite en la parte izquierda, pero no se observó ninguna fuga de combustible. Tampoco se observó ningún daño debido a fuego.

1.16.1.3.2. *Motor derecho*

El capot de la toma estaba todavía unido al motor con algunos daños leves de arañazos en varios sitios.

Tres álabes del fan tenían ligeros daños en el área de las puntas, que estaba de acuerdo con la baja potencia del FOD que entraba en la toma. Había restos de agente extintor en la entrada al núcleo del motor.

El capot del fan estaba dañado en su parte inferior, en la cual parecía haberse producido una combinación de cargas verticales y longitudinales.

Las reversas de empuje se encontraron replegadas. La parte inferior mostraba signos de raspaduras. El carenado de la unión motor-ala no estaba agrietado. Se encontró algo de arena en la tobera de escape. No se observó evidencia de pérdidas de fluidos ni se encontraron daños debidos al fuego.

1.16.1.4. **Compartimiento de equipos electrónicos (EEC)**

La rueda de morro izquierda había golpeado la puerta de acceso del EEC cuando el tren de morro se plegó hacia atrás, desplazándola hacia arriba y dañando el mecanismo de deslizamiento, que se usa normalmente para replegar la escotilla a la derecha del compartimiento después de abrirla. El eje del montante de arrastre del tren de morro golpeó el fuselaje justo delante del marco de la puerta. Este marco estaba muy dañado, con su parte delantera muy agrietada y la estructura interna flexionada hacia arriba. Los pasadores de cierre de la compuerta causaron daño a los lados respectivos del marco, y su desgarró dio lugar a bordes afilados de aluminio. El revestimiento del fuselaje de la izquierda del hueco de la puerta estaba muy agrietado.

La bandeja delantera se había doblado en forma de V invertida, con un desplazamiento de aproximadamente 4 cm en la mitad de los estantes y sin desplazamiento en los extremos exteriores de la rejilla. La mitad inferior del estante debajo del computador de control de vuelo estaba deformado. No se observó deformación de ninguno de los componentes que había en las bandejas. Algunas de las barras de soporte que conectaban los estantes estaban dobladas.

Las bandejas izquierda, derecha y delantera, y el cableado no tenían daños apreciables.

La batería que estaba situada a la izquierda de la entrada, justo delante de la bandeja izquierda de aviónica, tenía su soporte parcialmente doblado después de haber sido empujado hacia arriba por la rueda de morro.

1.16.2. *Inspecciones detalladas adicionales*

Varios componentes fueron reservados para inspecciones posteriores y pruebas en laboratorios. Otros sistemas de la aeronave fueron objeto de pruebas e inspecciones detalladas «in situ», con los siguientes resultados.

1.16.2.1. Giro de las ruedas como resultado de un fallo del cable NWS

Como se ha descrito en 1.6.2.1, los dos cables de dirección de las ruedas de morro salen de la zona presurizada del avión por el lado izquierdo del pozo del tren de morro. Los cables son guiados a lo largo del eje del «trunnion» hacia el centro del tren de morro y se dirigen hacia abajo hacia el mecanismo de dirección por medio de dos poleas situadas arriba del amortiguador del tren. Después del accidente se encontró que el cable NWSB (o derecho) estaba atascado contra la polea superior, la polea se había roto y separado de su soporte, y el cable se había roto entre la polea y el sello de presión del «trunnion». El otro cable (izquierdo o NWSA) no estaba roto, pero su polea superior también se encontraba atascada (véase 1.16.1.2.1)

No fue posible determinar con absoluta certeza si la polea NWSA (izquierda) estaba ya atascada antes del impacto contra el terreno o, por el contrario, el bloqueo ocurrió cuando el tren de morro colapsó hacia atrás y varios de sus componentes se rompieron y fueron movidos durante el recorrido por el terreno fuera de la superficie pavimentada de la pista. Esta segunda posibilidad fue considerada la más probable por algunos expertos que inspeccionaron la aeronave tras el accidente.

La información proporcionada inicialmente por Boeing indicaba que la rotura de un cable haría que el tren de morro quedase centrado. Posteriormente se determinó que esta información era incorrecta. En el accidente el cable derecho estaba roto y el tren

de morro estaba deflectado 17° hacia la izquierda, sin que volviese a su posición centrada.

Después de los ensayos llevados a cabo por KLM (véase 1.16.3), el fabricante corrigió una declaración anterior respecto al comportamiento del sistema tras un impacto de pájaro, e indicó que creía que «en la mayoría de los casos en los que un objeto externo impacta contra un cable, el cable se deflectaría momentáneamente y después regresaría a su posición normal debido a su tensión, y el sistema de dirección haría que el tren volviera a centrarse. En el suceso del PH-BTC, la causa inmediata del desajuste del NWS fue el impacto del pájaro durante el despegue. Tanto un cable desplazado y atascado como un cable fracturado puede causar un desajuste del funcionamiento del sistema NWS».

1.16.2.2. Sistema de iluminación de emergencia

El interruptor de la luz de salida de emergencia S7 (en la cabina de vuelo) se encontró en posición de «armado», así como el interruptor de las luces de salida de emergencia S538 (en el panel de tripulación de cabina trasero) se encontró en posición «normal». En estas posiciones, el sistema de iluminación de emergencia debería haber estado energizado. Todos los corta-circuitos estaban todavía «activos», sin evidencia de que hubiera ocurrido un cortocircuito. No se encontraron daños en el sistema de iluminación de emergencia. Las baterías de este sistema fueron sustituidas una a una y se realizó una prueba operacional de acuerdo con el AMM. Todo el sistema funcionó según lo previsto.

La prueba operacional y funcional del interruptor S7 de la cabina de vuelo, del interruptor S538 de los tripulantes, luz no armada de la unidad de emergencia L1 y el corta-circuito C250 mostró que no había fallos. Todo el equipo y el cableado funcionaron según lo previsto.

En resumen, después de las inspecciones y pruebas llevadas a cabo con las baterías, los especialistas llegaron a la conclusión de que no había evidencia de mal funcionamiento del sistema de iluminación de emergencia. El sistema habría funcionado con normalidad en el momento de la evacuación de emergencia después del accidente.

Según la información proporcionada por el explotador, las ocho baterías de este sistema que la aeronave tenía el día del accidente fueron instaladas en septiembre de 2002. Se había previsto eliminarlas 36 meses después de la instalación, que iba a ser en septiembre de 2005. Las baterías tenían un total de 5.522 FH el día del accidente.

Se realizaba una prueba operacional de las luces de emergencia interiores cada 300 FH. La última prueba en la aeronave PH-BCT se había realizado el 29 de octubre de 2004.

1.16.2.3. Sistema de grabación del vuelo

La continuidad de corriente y el aislamiento del DFDR y el CVR fueron probados por los técnicos de mantenimiento. La energía al DFDR y al DFDMU también fue probada. Estas pruebas no encontraron ningún mal funcionamiento.

Las condiciones del DFDR para comenzar y parar de grabar también fueron probadas (con la aeronave en tierra y al menos un motor funcionando como lo indicado por la presión de aceite). El relé aire/tierra fue probado, así como los interruptores de baja presión de aceite en ambos motores.

Se vio que los contactos del relé de los accesorios del motor funcionaban de forma apropiada. El cableado desde el relé aire/tierra, desde los interruptores de presión del motor y desde la unidad de accesorios del motor al interruptor de prueba del conector del DFDR estaban en buenas condiciones.

La corriente al CVR se probó desde el corta-circuitos del panel P18 al conector del CVR. Todo el cableado estaba en estado normal y no se encontró ninguna interrupción o derivación a tierra.

Si durante el accidente un motor se hubiera parado, la energía del bus 1 de 115 VAC debería haber sido sustituida por el bus 2 de 115 VAC mediante los relés de transferencia de corriente. Ambos relés y sus contactos fueron medidos y probados en la aeronave (con todo el cableado desconectado) y no se encontraron evidencias de mal funcionamiento.

Los relés de transferencia de corriente fueron desmontados y probados en un banco de pruebas por KLM para medir la resistencia de contacto y la conmutación. Ambos relés superaron las pruebas.

Para buscar una posible condición de fallo de las unidades de control del generador 1 y 2 se probaron los puntos de accionamiento de los indicadores magnéticos de fallo, para ver si alguno de ellos estaba disparado. Todos esos puntos de accionamiento se midieron con resultados dentro de límites. Por lo tanto, no había fallos indicados en ninguna de las unidades.

1.16.2.4. Estado rotacional de los motores en el momento de la ingestión de objetos externos

Se llevó a cabo una inspección boroscópica de los motores para intentar identificar si hubo alguna causa que produjera un apagado de los motores debido a la salida de pista. Los núcleos de los motores (que giraban libremente) se inspeccionaron por si tenían suciedad, arena o algún tipo de daño. No se encontraron daños serios en ningún motor,

aunque había pasado algo de arena a través de los núcleos durante la secuencia del accidente. Se puede concluir de esta inspección que probablemente los motores no se apagaron debido a daños internos causados por FOD.

1.16.2.5. Posibles daños en los componentes del sistema NWS existentes antes del accidente

Los restos del ave esparcidos a lo largo de una extensa área del pozo del tren de aterrizaje de morro indicaban que el impacto del ave causó el fallo de algunos componentes del sistema NWS, especialmente del cable NWSB y del brazo de soporte de la polea. Para encontrar el estado del sistema antes del accidente, se enviaron diversos componentes a laboratorios para una inspección detallada.

1.16.2.5.1. Inspección en laboratorio del cable roto del NWS

Una parte del cable NWSB roto, P/N BCRE7631 (de aproximadamente 560 mm de longitud incluyendo el extremo del cable) se mandó al laboratorio para un análisis de la rotura. El diámetro del cable era 3/32 in (2,4 mm), con siete conjuntos de siete hilos cada uno. El diámetro del hilo era de 0,29 mm, y estaba hecho de acero inoxidable 304. El laboratorio concluyó que los siete hilos del conjunto del núcleo fallaron por sobrecarga plástica. Los seis conjuntos exteriores mostraban un severo desgaste. Aproximadamente cinco hilos de cada conjunto exterior estaban completamente desgastados; los otros hilos estaban muy debilitados. Se observó daño por desgaste a lo largo de aproximadamente 80 mm. No se observó corrosión. La conclusión fue que «Es obvio que un severo desgaste precedió al fallo del cable. El desgaste de los conjuntos exteriores era tan fuerte que casi toda la carga la soportaba el conjunto central. Una carga relativamente baja fue suficiente para causar el fallo del cable».

La otra parte del cable NWSB roto, junto con el brazo de soporte de la polea, se envió a otro laboratorio. El cable estaba todavía atascado contra la rueda de la polea debido a los restos del ave.

Las conclusiones del laboratorio fueron:

«El cable de dirección se rompió por sobrecarga a tracción de los conjuntos residuales del cable debido a un amplio daño por desgaste.

El desgaste fue debido a vibración y frotamiento contra el sello de presión durante su vida en servicio al estar expuesto a un ambiente de suciedad y residuos.

El cable satisfacía los requisitos de diseño en cuanto a su construcción, composición química y microestructura.»



Fotos 1.6.2.1 y 1.6.2.2. Cada parte del cable roto fue enviada al laboratorio

1.16.2.5.2. *Inspección en laboratorio del sello de presión del conducto de guiado de los cables*

El sello de presión del conducto de guiado de los cables NWSA (que no se rompió) fue también enviado al laboratorio para una inspección detallada.

El laboratorio informó que «Este cable está muy desgastado. Muchos hilos exteriores están muy debilitados por el desgaste; algunos hilos están rotos como consecuencia de este desgaste».

El sello de presión fue desmontado y se encontró que «El material plástico (poliamida rellena de fibra de vidrio/teflón) muestra un desgaste relativamente leve. Sólo la entrada y salida muestran algo de material deformado. Todas las cámaras del sello están rellenas con grasa. La contaminación por suciedad es evidente. Se extrajo algo de grasa y se disolvió para aislar el contaminante. [...] Gran parte consiste en granos de arena».

El laboratorio concluyó que «El gran desgaste no está sólo limitado al cable roto. Ambos cables están desgastados en la zona en la que pasan a través del sello de presión. Probablemente, la presencia de granos de arena y otros contaminantes atrapados por la grasa fueron los responsables del desgaste».

1.16.3. **Ensayos realizados por KLM**

Tras el accidente, KLM llevó a cabo ensayos reales en dos de sus aviones B737 cortando los cables NWS para determinar cual sería, en caso de haberlo, el comando de dirección aplicado al fallar uno de los cables. Antes de comenzar el segundo ensayo, el ajuste de los cables del NWS fue comprobado y ajustado a las especificaciones de Boeing. Los resultados fueron:

- Se cortó el cable NWSA (LH) en un avión, lo que produjo un comando de dirección de ruedas de morro de 12° a la derecha.
- Se cortó el cable NWSB (RH) en otro avión, lo que produjo un comando de dirección de ruedas de morro de unos 20° a la izquierda.

Se discutieron los resultados con Boeing, que más tarde reconoció que una rotura de cable causaría un comando no reversible de rotación de las ruedas y que se había proporcionado al equipo de investigación información errónea respecto al comportamiento del sistema.

Después informó que «El análisis llevado a cabo por Boeing muestra que los ángulos de rotación de ruedas (en grados) que se producen tras la rotura de un cable de dirección de los aviones 737-3/-4/-5 son:

Volante de guiado único: 6,9° a la LH o 10,9° a la RH.

Volante de guiado doble: 20,4° a la LH o 9,3° a la RH.»

Todos los B737 de KLM tienen una configuración de volante de guiado doble.

Esto ocurrió después de que la CIAIAC hubiera publicado el informe del accidente.

1.16.4. *Análisis simulado de la trayectoria en tierra de la aeronave*

El fabricante llevó a cabo un análisis simulado del accidente para «entender mejor la relación entre los datos registrados del pedal de timón de dirección, el rumbo y la aceleración lateral. Se hizo un intento para determinar el ángulo de dirección del tren de morro requerido para aproximarlos a la desviación lateral de la aeronave en tierra, asumiendo que el tren de morro estuviera atascado en alguna deflexión como resultado de un impacto con ave». La conclusión de esta parte de la simulación era que «Cuando se usó con un ángulo fijo de tren de morro a la izquierda de -11,2, la simulación mostraba que la aeronave podía haber mantenido el rumbo de la pista hasta que la velocidad hubiera descendido hasta 100 kt. En este punto, el momento de guiñada a la izquierda debido al tren de morro comenzó a vencer el momento de guiñada a la derecha producido por el timón de dirección. Esto es coherente con los datos de la aceleración lateral y rumbo del DFDR».

«Se realizó una segunda simulación para intentar determinar qué nivel de frenos manual se utilizó durante la carrera. La simulación tenía en cuenta la configuración del avión, como se describe arriba, incluyendo el ángulo de dirección del tren de morro de -11,2 grados. Se encontró que la aplicación 400 psi de frenos manuales simétricamente (el equivalente a una selección 2 de autofreno) coincidía con la deceleración longitudinal, mientras que al mismo tiempo coincidían el rumbo y la aceleración lateral. [...]»

«Se realizó una tercera simulación para intentar estimar cuál hubiera podido ser la trayectoria de la aeronave sobre el terreno si se hubiera aplicado frenada asimétrica derecha completa (3.000 psi). El simulador se inició como en la simulación previa que utilizaba reversa de empuje simétrica, un ángulo de dirección de rueda de morro de -11 grados, y 400 psi de frenada asimétrica. [...]. [La comparación de la trayectoria sobre el terreno en los casos de frenada simétrica y asimétrica con la trayectoria sobre el terreno obtenida del DFDR] muestra que la simulación de la trayectoria en tierra con frenada simétrica es similar a la trayectoria del DFDR pero retrasada en el tiempo de salida. Esta diferencia puede ser debida a las técnicas de cálculo o cuestiones de frecuencia de muestreo del DFDR. En la simulación de la frenada asimétrica, se ordenó frenada derecha completa en el momento [17:40:56 h]. La trayectoria resultante muestra que el uso de la frenada diferencial añadida a la deflexión completa del pedal derecho habría proporcionado suficiente momento de guiñada a la derecha para controlar los efectos del

tren izquierdo atascado hasta que la velocidad descendió por debajo de unos 65 kt, y esto permitió a la aeronave mantenerse en la pista más tiempo. Como resultado, el avión habría salido de la pista a una velocidad aerodinámica de aproximadamente 30 kt, a diferencia de los 80-90 kt pronosticados por la simulación de frenada simétrica en la trayectoria en tierra del DFDR.»

«Se realizó una cuarta simulación [...] para intentar estimar cuál hubiera podido ser la trayectoria de la aeronave sobre el terreno si se hubiera utilizado la frenada simétrica completa tan pronto como el timón de dirección se hubiera saturado. El simulador se inició de la misma manera que en las simulaciones previas. [Se comparó] la trayectoria en tierra de ambos casos de frenada simétrica de 400 psi y de 3.000 psi a la trayectoria obtenida del DFDR. La simulación pronostica que la aplicación de la frenada simétrica máxima habría causado la desviación a la izquierda con una variación de la guiñada mucho más alta debido al aumento de la carga sobre el tren de morro. A pesar de la rápida desviación, la aeronave habría salido de la pista a una velocidad aerodinámica de unos 90 kt, a partir de que la aplicación de la frenada máxima habría producido que el avión decelerara más rápidamente después de la toma de contacto. Una comparación de la simulaciones realizadas [tres y cuatro] indica que la aplicación máxima de los frenos con el tren de morro atascado degrada el control de la aeronave.»

El fabricante concluyó que «El análisis de la simulación de ingeniería sugiere que la anomalía de la dirección del tren de morro fue causa del suceso. Un atasco simulado del tren de morro de $-11,2$ grados a la izquierda, en conjunción con la aplicación de 400 psi de frenos manuales simétricamente (el equivalente a una selección 2 del autofreno) y las entradas de control registradas en el DFDR, resultó en una aproximación razonable con la aceleración lateral, aceleración longitudinal y variación de rumbos del DFDR, lo que validaba el escenario teorizado del impacto con un ave durante la investigación de campo».

Boeing informó que habían llevado a cabo la simulación con 17° de deflexión de las ruedas de morro, que era el valor que se encontró tras el accidente, pero los valores de rumbo y aceleración lateral de la simulación no se correspondían con los datos del FDR.

1.16.5. *Identificación del ave*

En la pista 18L de AMS se encontraron varios restos del ave, incluyendo la cabeza de éste completa. La identificación de estos restos llevó a la conclusión de que se trataba de un «Busardo ratonero» (en inglés «buzzard», en latín «Buteo buteo»). Se ha establecido que los machos pueden pesar 700-800 gramos y las hembras alrededor de 1 kg.

En BCN, la unidad de control de aves del aeropuerto también encontró restos del pájaro en el área del NLG y, siguiendo el procedimiento establecido, llevaron a cabo la identificación de la especie con los siguientes resultados:

Era un «Busardo ratonero» («Buteo buteo»), joven, cuyo sexo se desconoce. Estas especies abundan en gran parte de Europa. El pájaro establece su actividad a la luz del día.

1.17. Información sobre organización y gestión

La organización del Aeropuerto de Barcelona en cuanto a emergencias se describe en el párrafo 1.10.

1.18. Información adicional

1.18.1. Programa de control de aves OACI

El párrafo 9.5 del Anexo 14 de la OACI «Reducción de peligros debidos a las aves» contiene tres recomendaciones que tratan del establecimiento de un procedimiento nacional para registrar y notificar los choques de aves con aeronaves, tomando «medidas para disminuir el número de aves que constituyen un posible peligro para las operaciones de las aeronaves, utilizando medios para ahuyentarlas de los aeródromos o de sus proximidades», y eliminarse o impedir que se instalen en los aeródromos o sus cercanías, vertederos de basura o cualquier otra fuente que atraiga a las aves.

Para tratar la primera recomendación, el Documento 9332 «Manual de la OACI del Sistema de Información de Impacto con Aves (IBIS)» describe el sistema de notificación a usar por los Estados. Este sistema fue establecido por la OACI en 1980. Sin embargo, es ampliamente reconocido que no todos los impactos con aves son notificados a las bases de datos nacionales de los Estados de la OACI.

Una orientación para cumplir con la segunda recomendación se puede encontrar en el documento de la OACI «Reducción y Control de Aves» correspondiente a la parte 3 del Manual de Servicios Aeroportuarios (Doc 9137).

De forma añadida, existen varios foros institucionales y privados, grupos de trabajo y comités nacionales e internacionales por todo el mundo para tratar los temas del alto coste y el peligro potencial causado por la actividad de las aves. Las autoridades de aviación civil o los grupos de investigación de accidentes aéreos de varios Estados también han preparado documentos de reducción de peligros de aves específicos para el beneficio de la comunidad del transporte aéreo.

En resumen, hay una extensa información y bibliografía disponible para el análisis y propuesta de medidas preventivas en relación con el peligro de impacto con aves en la aviación. Algunas estiman que la pérdida de vidas debido a accidentes de impacto con aves en el pasado da valores que varían de 250 a 400 muertes.

Sin embargo, a pesar de todos los esfuerzos, varias fuentes muestran que el número de impactos con aves en todo el mundo parece crecer como resultado de varios factores, siendo el más importante el crecimiento del transporte aéreo. No existe tampoco una reducción apreciable del coste de los daños en la aeronave, debido a las reparaciones y la sustitución de piezas (especialmente afectando al turbofán de los motores) y también debido a los aterrizajes preventivos con la consiguiente pérdida de ingresos y la posterior compensación de los pasajeros.

El IBIS muestra que alrededor del 90% de los impactos con aves ocurren en los aeropuertos o sus proximidades. Las estimaciones de la OACI muestran que alrededor de un 11% de todos los impactos con aves afectan al vuelo de alguna manera, incluyendo un 6% de impactos que dan como resultado los despegues abortados y aterrizajes de precaución.

Como ejemplo, en 1999 hubo un total de 3.373 impactos con aves registrados, de los cuales 177 causaron daños considerables a la aeronave. Hubo un total de 505 casos con daños a partes de la aeronave registrados ese año, y un 38% fueron motores, 25% ala/rotor de helicóptero, 4% tren de aterrizaje, 5% radomo, 4% parabrisas y 3% morro.

Las estadísticas de la OACI para el año 2000 mostraban un incremento en los impactos con aves notificados superando los 8.454. Un noventa por ciento sucedieron en los aeropuertos o sus proximidades, con 38% de ellos durante las fases de despegue o ascenso inicial y 56% durante las fases de aproximación y aterrizaje. Hubo una pérdida del casco (una Cessna 310) y el 3% de los golpes causaron daños graves a las aeronaves. Finalmente, el 5,5% de los impactos (470 casos) afectaron a la programación de los vuelos, con despegues abortados o aterrizajes de precaución. Sólo dos impactos con un «Busardo ratonero» («Buteo Buteo») fueron notificados en el año 2000.

Es importante apuntar, para los propósitos de este informe, que la ruptura del cable de dirección de la rueda de morro no aparece como un caso de daño común en los documentos e informes de impacto con aves analizados.

1.18.2. *Requisitos de certificación*

La Sección 571 de la Parte 25 de los Requisitos de Aviación Federal (The Federal Aviation Requirements, FAR) requiere que «Una evaluación de la resistencia, diseño detallado, y fabricación debe mostrar que los fallos catastróficos debidos a la fatiga, corrosión, defectos de fabricación o daños accidentales, serán evitados durante la vida operacional de la aeronave. Esta evaluación debe ser dirigida [...] para cada parte de la estructura que pudiera contribuir a un fallo catastrófico (como el ala, empenaje, superficies de control y sus sistemas, el fuselaje, montaje del motor, tren de aterrizaje y sus correspondientes conexiones primarias)».

En particular, «la aeronave debe ser capaz de completar con éxito el vuelo durante el cual un probable daño estructural ocurra como resultado de (1) impacto con un ave de 4 lb de peso cuando la velocidad de la aeronave en relación con el ave a lo largo de la trayectoria de vuelo de la aeronave es V_c [velocidad de crucero de diseño] [...]». El requisito tiene algunos cambios dependiendo de la enmienda aplicable a la FAR-25.

Existen otros requisitos para impacto con aves en la FAR-25 que no están relacionados con este accidente.

Por ejemplo, la sección 25.775 «Parabrisas y ventanas» establece que «los cristales de los parabrisas enfrente de los pilotos y el normal desempeño de sus funciones y las estructuras de soporte de estos cristales, deben resistir, sin permitir la penetración, el impacto de un ave de 4 lb de peso cuando la velocidad de la aeronave (en relación con el ave a lo largo de la trayectoria de vuelo de la aeronave) es igual al valor de V_c [...]».

Esta cuestión también está referida en la Sección 25.631 «Daños por impacto con ave» (la estructura del empenaje debe ser diseñada para asegurar la capacidad de continuar un vuelo y aterrizaje de la aeronave seguros después del impacto con un ave de 8 lb de peso cuando la velocidad de la aeronave [en relación con el ave a lo largo de la trayectoria de vuelo de la aeronave] es igual a V_c [...]).

«La conformidad con esta sección es aceptable mediante la provisión de estructura redundante y la ubicación de protección de los elementos del sistema de control o de dispositivos de control como las placas deflectoras o material que absorba la energía [...]».

La FAR 25.1309 (Enmienda 0 según era aplicable al sistema de dirección del Boeing 737-400) establecía que «(b) Los equipos, sistemas e instalaciones deben estar diseñados para evitar peligros al avión si funcionan mal o fallan». Más tarde este párrafo cambió para requerir que «(b)(1) La ocurrencia de cualquier condición de fallo que pudiera impedir la continuidad del vuelo y aterrizaje seguros [debe ser] extremadamente improbable», y los modos posibles de fallo deben incluir disfunciones y daños de fuentes externas.

Los requisitos de impacto con aves para los motores de turbina de la FAR-33 no son aplicables en este accidente.

La FAA proporcionó un resumen del trabajo de certificación que se realiza en los sistemas NWS. Informó que «el requisito primario de un sistema de dirección de las ruedas de morro es que se mantenga el control direccional del avión en tierra. El mayor peligro es generalmente la incapacidad de retraer o extender el tren de aterrizaje en ciertas circunstancias. Un peligro de menor nivel es la pérdida de capacidad de girar las ruedas en ciertos escenarios en tierra».

«Por lo tanto, el objetivo primario es evaluar qué puede crear esos peligros y minimizar esos fallos y mitigarlos lo máximo posible.»

«En las regulaciones federales de aviación (FAR) no hay requisitos específicos dirigidos a los sistemas de dirección de ruedas de morro. Sin embargo, se utilizan las regulaciones básicas asociadas a cualquier sistema. También hay otro requisito en las secciones de vuelo de las FAR.»

También indicaron que, de acuerdo a su experiencia, una salida de pista como resultado de que un ave impactara con el sistema de dirección de la rueda de morro lo consideraban «un escenario muy improbable».

1.18.3. Casos similares en otras aeronaves

Se ha recopilado información de otros tres casos en los cuales el impacto con aves produjo daños en la dirección del NLG en otras aeronaves Boeing 737. En uno de estos casos el ave fue lo suficientemente grande como para cortar el cable NWS y la aeronave se detuvo en la pista. En otro caso, el cable de dirección del tren de morro resultó atascado por el impacto con el ave causando algunas restricciones en el NWS durante el rodaje posterior al aterrizaje. En el tercer caso, el impacto con el ave produjo la rotura del cable, y la aeronave salió por el lado derecho de la pista quedando apoyada con el RMLG y el NLG fuera de la superficie pavimentada.

El fabricante informó que solo en otro caso un Boeing 737 se había salido de la pista debido al impacto de un ave a lo largo de 100 millones de operaciones de ciclos de vuelo de la flota. De forma adicional, se utilizaban sistemas de dirección por cable casi idénticos en otras aeronaves del mismo fabricante que no habían notificado ninguna salida de pista debido a impacto por aves.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

Ninguna.

2. ANÁLISIS

2.1. General

El análisis de la información recogida conduce al siguiente resumen de la cadena de eventos que llevaron al accidente:

Realizando un despegue normal en Ámsterdam, la aeronave sufrió un fuerte impacto con un ave durante la rotación.

El golpe probablemente rompió el cable desgastado de dirección NWSB. No apareció ningún aviso en cabina ni la tripulación de vuelo observó ningún comportamiento anormal de la aeronave.

El impacto con el ave fue inmediatamente notificado por radio a la torre de control de Ámsterdam y, más tarde, al departamento de mantenimiento del explotador mediante un mensaje ACARS. No se tomaron medidas específicas ni se proporcionó consejo alguno como resultado de estas comunicaciones. El ACC de Maastricht informó más tarde a la aeronave de que se habían encontrado pequeños trozos de restos en la pista, y el personal del aeropuerto pensaba que era un ave pequeña. La tripulación respondió que pensaban que no era un ave muy grande, pero añadió que todavía podía haber restos de ésta en alguna parte de la aeronave.

Las fases de crucero, aproximación y aterrizaje del vuelo fueron normales. La tripulación de vuelo no tomó ninguna medida de precaución especial como consecuencia del impacto con el ave. En vista de los efectos del impacto en el avión, no había en el manual de operaciones ninguna medida específica que tomar ni ningún procedimiento que aplicar. Adicionalmente tenían información de que era un pájaro pequeño y no se habían encontrado partes del avión en la pista. Todos estos hechos reforzaron la idea de que el impacto del ave probablemente no había causado efectos graves en la aeronave.

Durante el recorrido de aterrizaje en Barcelona, tan pronto como las ruedas de morro tocaron la pista (cuando la aeronave tenía entre 3° y 1° de ángulo de cabeceo, según los datos del FDR), la aeronave comenzó a desviarse a la izquierda del eje de pista.

La tripulación aplicó progresivamente timón derecho durante un período de unos 5 segundos, hasta su máxima deflexión. Esta acción fue inicialmente eficaz para evitar una mayor desviación del eje de pista, pero a medida que la velocidad fue descendiendo se volvió gradualmente menos efectiva.

La selección 2 del autofreno y las reversas de empuje se usaron para reducir la velocidad del avión en el aterrizaje. Los datos del DFDR mostraron que la deceleración era la típica para la selección 2 del autofreno con la reversa de empuje.

Uno de los miembros de la tripulación declaró que también aplicó frenada diferencial, y el otro declaró que inicialmente aplicó frenada diferencial y poco después ambos frenos, pero parecía que ninguna acción era eficaz para mantener el avión en línea recta.

En algún momento, como medida de emergencia, la tripulación también usó el «tiller» para intentar girar las ruedas de morro, aunque se supone que este mando no debe ser usado a esas velocidades tan altas según los procedimientos operacionales de la aeronave.

La aeronave se salió del margen izquierdo de la pista a una velocidad aerodinámica de unos 91 kt y, como el aeropuerto estaba llevando a cabo algunas obras de construcción, atravesó dos escalones de unos 10 cm de altura antes de entrar en una zona de arena sin compactar donde había barreras de plástico frangibles.

El tren principal de aterrizaje y de morro golpearon una tubería subterránea que provocó el colapso del NLG y el desprendimiento del LMLG e indujo grandes aceleraciones a la aeronave que produjeron que varias tapas de las unidades de servicio al pasajero y otros paneles del techo se desprendieran, así como la apertura de maleteros de techo e incluso hizo que un pasajero saliera despedido de su asiento.

El terreno sin preparar que había junto al margen de la pista tuvo dos efectos opuestos: produjo grandes aceleraciones de impacto a la aeronave que causaron daños importantes y el desprendimiento de algunos objetos en cabina, pero por otra parte contribuyó en gran parte a frenar la aeronave para detenerla justo al borde de un canal de drenaje que pudo haber causado daños catastróficos en el caso de que la aeronave hubiera caído allí.

No se encontró evidencia de que el colapso del NLG causara daños a otros sistemas de la aeronave.

El desprendimiento del LMLG sucedió según se esperaba por el diseño (a través de la rotura de bulones fusibles) y no produjo daños adicionales a la aeronave especialmente en cuanto a la rotura del tanque de combustible y el peligro potencial de incendio.

Después del accidente, se informó de que hubo algunas dificultades en abrir las puertas del lado derecho, y se llevó a cabo la evacuación de emergencia sin poder utilizar las puertas 1R y 2R porque se consideró que había habido un despliegue defectuoso en las rampas de salida. Este despliegue defectuoso era claramente perceptible en el caso de la puerta 1R.

Se determinó que la evacuación de emergencia se realizó rápidamente y sin dificultades, y no se notificó ningún problema importante aparte del intento de algunos pasajeros de llevarse el equipaje de mano. El servicio de extinción de incendios probablemente llegó al lugar donde estaban los restos antes de tres minutos después de que sonara la alarma.

La atención a los ocupantes de la aeronave después del accidente se percibió como defectuosa, produciendo incertidumbre, desorganización y aumento de la tensión en los pasajeros y la tripulación. Esto estuvo probablemente influenciado por el hecho de que el aeropuerto y los servicios de la compañía tenían menos personal en la tarde del domingo que en otros días laborables.

En resumen, se puede concluir que el accidente fue causado por el impacto de un ave de 1 kg o menos de peso durante el despegue. El peso del ave, combinado con la velocidad de la aeronave en ese momento (alrededor de 152 kt) y el severo desgaste local del cable, causó que una tripulación de vuelo por lo demás experimentada fuera incapaz de controlar la aeronave después del aterrizaje.

Las consecuencias fueron varias lesiones a pasajeros, enormes costes para la aerolínea, incluyendo los costes de recuperación de los restos y la retirada definitiva del servicio de la aeronave, un fuerte impacto en un importante aeropuerto internacional como Barcelona, con los correspondientes retrasos y costes a otros vuelos de compañías aéreas y a miles de pasajeros, y con el peligro potencial de consecuencias de daños personales catastróficos debido a que la aeronave estuvo a punto de caer dentro del canal.

Los recursos dedicados al control de aves en AMS no pudieron, en fin, evitar el accidente.

Aunque el sistema de dirección de la rueda de morro de la aeronave tenía una tapa para protegerlo de la caída de tornillos sueltos, barro, piedras, aguanieve y hielo y otros pequeños restos de la pista, el fabricante informó de que el sistema de dirección no había sido reforzado para soportar el impacto de un ave, y el estado de gran desgaste del cable de dirección le había hecho propenso al fallo. La experimentada tripulación y el personal de mantenimiento del explotador tampoco consideraron necesario tomar ninguna medida después de que se notara el impacto del ave durante el despegue.

Aunque se podría discutir que la probabilidad de que un caso similar suceda en el futuro es muy baja, se ha encontrado que al menos otros tres casos relacionados habían sucedido en el pasado, incluyendo la rotura de un cable del NWS en dos de ellos. Todos estos hechos llevan a la conclusión de que deberían estudiarse y tomarse algunas medidas preventivas en el menor tiempo posible.

Otros aspectos que, aunque no estén relacionados directamente con la causa del accidente, fueron inicialmente identificados durante la investigación fueron:

- Posibilidad de mal funcionamiento del sistema de iluminación de emergencia.
- Calidad de los datos DFDR registrados.
- Posibilidad de uso de los datos del QAR para la investigación del accidente.
- Desprendimiento de algunos objetos de la cabina de pasajeros y otros aspectos generales de la evacuación, incluyendo el despliegue de las rampas de salida.

- Idoneidad de la distribución del aeropuerto en cuanto a salidas de pista de aeronaves.
- Atención de los ocupantes de la aeronave después del accidente.

El explotador y el fabricante proporcionaron apoyo a la investigación para extraer toda la información de seguridad posible de las circunstancias del accidente y de la distribución de los restos. Los resultados se discuten a continuación.

2.2. Causas de la rotura del cable

La causa inmediata de la rotura del cable NWSB, como muestran los restos encontrados en el cable y los efectos notados durante el aterrizaje, fue el impacto del ave durante el despegue cuando la aeronave tenía una velocidad de 152 kt. La tripulación declaró que vieron al ave viniendo del lado izquierdo de la aeronave. No está claro si el cable NWSA también fue desplazado sustancialmente y quedó atascado en una posición desviada en ese momento. Tras el accidente, la polea superior de este cable se encontró atascada, pero todo el NLG ya había sufrido daños importantes y había colapsado hacia atrás. Aunque había restos de ave en varias partes del NLG, parece improbable que el impacto del ave hubiera afectado a ambos lados del NLG al mismo tiempo con suficiente energía. Con la información disponible tras los ensayos realizados por el operador, se considera más probable que el atasco ocurriera durante el recorrido en tierra por fuera de la pista.

Por otro lado, se considera probable que la pletina de sujeción de la polea de apoyo del cable NWSB (véase Foto 1.6.2.2) se rompiera después del colapso del NLG, como muestra el hecho de que las superficies de rotura estuvieran relativamente limpiadas de restos del ave o suciedad.

Como se ha indicado más arriba, el cable NSWB de acero inoxidable estaba muy debilitado por el excesivo desgaste debido a la fricción contra partículas de arena que habían quedado atrapadas por la grasa lubricante que se producía al pasar el cable dentro y fuera de la zona presurizada del sello de presión del conducto de guiado de los cables. Esto era un problema conocido y la presencia de grasa en esa zona contravenía los procedimientos recomendados del fabricante emitidos a través de la publicación de mantenimiento, «Fleet Team Digest» 737-FTD-32-03008 (última revisión: 24 de septiembre de 2004). El cable había sido instalado en octubre de 2002, e inspeccionado en marzo de 2004. El cable NSWA, que no se rompió, estaba también muy desgastado. No se pudo determinar cuándo o por qué se aplicó grasa a los cables a pesar del FTD y del contenido del MPD de la aeronave.

Una vez encontrado este hecho durante la investigación, el explotador ordenó una inspección de la flota para detectar cualquier sello que hubiera sido inadvertidamente lubricado con grasa. Adicionalmente, se distribuyeron instrucciones en el departamento de

mantenimiento para asegurar que se suspendiera esta práctica. Se considera conveniente emitir una recomendación sobre seguridad dirigida al explotador para revisar sus procedimientos de mantenimiento y asegurar que toda la documentación relevante del fabricante se sigue durante las tareas de mantenimiento rutinarias.

También se considera conveniente recordar o resaltar la cuestión del desgaste de los cables NWS a otros explotadores, dado el importante impacto que podría tener en la controlabilidad de la aeronave. Por lo tanto, se emite una recomendación de seguridad al respecto.

Algunos especialistas a los que se ha consultado opinan que es probable que el cable debería haber soportado el impacto del ave si no hubiera habido desgaste de éste. La resistencia de un cable nuevo se considera lo suficientemente alta para ser capaz de cortar la carne del ave de alrededor de 1 kg de peso sin romperse.

En ese caso existiría un límite de desgaste por debajo del cual el cable no se romperá por el impacto de un ave de cierto peso a una cierta velocidad. Sin embargo, podría ser difícil de determinar este límite mediante análisis o pruebas, porque no sería fácil reproducir en una prueba o modelo de impacto las condiciones reales del impacto de un ave usando cables nuevos y desgastados. Hay muchas variables implicadas en la secuencia del impacto, incluyendo los ángulos vertical y horizontal del impacto, la tensión real de los cables, el peso y la velocidad relativa del ave, etc.

Sin embargo, se han encontrado evidencias de rotura de cables similar, debido al impacto con un ave en al menos otros dos casos que involucran al Boeing 737. Aunque se desconoce el estado de estos cables en cuanto a desgaste antes del suceso, la secuencia de casos muestra que la rotura de los cables puede suceder bajo varias circunstancias y que lleva a pensar que se debe proporcionar algún tipo de protección a los cables para evitar posibles efectos catastróficos. Adicionalmente, habrá un desgaste normal en los cables a lo largo de su vida en servicio hasta que sean reemplazados de acuerdo con las instrucciones de la documentación de mantenimiento. Las medidas de seguridad tomadas deberían asegurar que los cables acaban su vida en servicio siendo capaces de soportar ciertos impactos de aves. Finalmente, incluso si no se presenta una rotura del cable después del impacto de un ave, todavía existe la posibilidad de que los restos de ésta atasquen las poleas u otras partes del mecanismo, cuyo efecto podría ser similar a la rotura del cable.

Sin embargo, se consideró que no había requisitos de certificación explícitos para impactos de aves en esa área. El diseño de la aeronave ya cuenta con una cubierta de protección de la zona de la válvula de dirección, pero el fabricante informó de que no estaba diseñado para impactos de aves. Se ha considerado que el efecto de la rotura de los cables podría ser similar al mal funcionamiento de la válvula de dirección. En este caso, se puede perder el control direccional en tierra a ciertas velocidades con deflexión del timón máxima y máxima frenada diferencial con algunos grados de giro de las ruedas de morro

(como se ha demostrado por las circunstancias del accidente del PH-BTC y la posterior simulación del fabricante). Se consideró, por tanto, que debería proporcionarse algún tipo de protección de los cables (como la colocación de un deflector) y de la tapa de la válvula de dirección (es decir, reforzarla) como lo realizado con la válvula de dirección.

Sin embargo, el fabricante informó de que en su opinión esta protección o bien no era necesaria si no existía la condición del desgaste de los cables, debido a la baja posibilidad de rotura en ese caso, o bien no era viable en la práctica, porque añadir algún tipo de protección aumentaría el área frontal que podría ser golpeada por un ave y, si se deformara, podría incluso aumentar la probabilidad de que el cable pudiera resultar atascado desviándose o incluso fuese perjudicial para el sistema bajo determinadas circunstancias. Esto podría plantear otros peligros imprevistos para la aeronave.

Respecto a la tapa de la válvula, aunque su refuerzo sería posiblemente una medida más fácil de tomar que la protección de los cables, se argumentó que no resultó dañada en este accidente y que no existían requisitos de certificación relacionados con esta cuestión cuando el avión fue diseñado.

En cualquier caso, a la vista del riesgo que puede afectar a diversas partes del sistema, se considera conveniente emitir una recomendación de seguridad a la autoridad de certificación para que se revisen los requisitos para asegurar que diseños similares futuros se protejan frente a impacto de aves, cuando les sea de aplicación.

2.3. Efectos de la rotura del cable

El efecto de la rotura del cable no fue perceptible después del impacto del ave dado que la aeronave ya estaba levantando el NLG de la superficie de la pista. Aunque podría argumentarse que hay dudas de si el cable NWSA quedó atascado contra su polea en esos momentos, la correspondiente discusión no tendría efectos prácticos porque las ruedas del tren de morro habrían quedado giradas en cualquier caso independientemente de si la polea estaba atascada o no.

Después hubo una retracción normal del tren de aterrizaje. Durante la retracción del tren, la presión hidráulica desaparecería del sistema de dirección y las ruedas de morro permanecerían centradas por la leva de centrado. Cuando se bajó el tren durante la aproximación a BCN, el sistema de dirección se presurizaría de nuevo. Si los actuadores de dirección hubieran tenido la suficiente fuerza como para vencer la leva de centrado, las ruedas de morro habrían girado a la izquierda. De lo contrario, las ruedas de morro habrían permanecido en posición centrada hasta que la leva de centrado se desengranara debido a la compresión del tren de morro en la toma de contacto, permitiendo que las ruedas de morro giraran a la izquierda. Tan pronto como el tren de morro tocó la superficie de la pista, comenzó la deriva de la aeronave hacia la izquierda. Esto dio

como resultado un fuerte efecto que pudo vencer al efecto del timón de dirección al descender la velocidad de la aeronave y hacerse éste menos efectivo.

La rotura habría hecho que el giro del «tiller» hacia la derecha no tuviese ningún efecto, como fue el caso según los testimonios recogidos. Éste fue el efecto notado por la tripulación cuando usaron el «tiller» después de que otras acciones no tuvieran ningún efecto para detener la desviación. Aunque esta acción no estaba permitida por los procedimientos operacionales estándar de la aeronave, la tripulación intentó utilizar cualquier medio posible para resolver la situación de emergencia que se les presentaba en el corto período de tiempo que tenían disponible. Los datos del DFDR muestran que alrededor del momento en el que la aeronave abandonó la superficie pavimentada de la pista, las reversas fueron replegadas. De las entrevistas mantenidas con la tripulación no queda claro que la tripulación quitara voluntariamente las reversas de empuje. Esto pudo haberse producido como resultado de las altas aceleraciones verticales que aparecieron en el momento en que la aeronave abandonaba la pista. Como el piloto tenía su mano en la palanca de la reversa de empuje (manteniéndola arriba) durante la aplicación de la reversa, las aceleraciones verticales pudieron haber forzado la mano (y la palanca de la reversa) a moverse hacia abajo hacia la posición de REPLIEGUE.

Además de la aplicación de timón derecho, otro medio importante para reducir el régimen de desviación habría sido el uso de una fuerte frenada diferencial lo antes posible. No fue posible determinar las presiones de freno reales alcanzadas durante el recorrido de aterrizaje, porque estos parámetros no se grabaron en el DFDR y los datos de la última parte del vuelo del QAR se perdieron. Sin embargo, la aceleración longitudinal en los datos del DFDR muestra que se aplicó una frenada equivalente a la selección 2 de autofreno con reversa de empuje durante la mayor parte del recorrido del aterrizaje. La simulación del fabricante concluyó que la aplicación de 400 psi de freno manual simétrico (el equivalente a una selección 2 de autofreno que fue el valor seleccionado durante la aproximación) coincidía con la deceleración longitudinal. No se encontraron evidencias de un posible mal funcionamiento de los frenos durante el recorrido de aterrizaje.

Los neumáticos del tren principal derecho e izquierdo dejaron marcas en la pista (véase Apéndice A) que aparecían primero en el caso de los neumáticos izquierdos (246 m después del comienzo de las marcas del tren de morro) y 132 m después en el caso de los neumáticos derechos, cuando el tren de morro estaba ya cerca de cruzar la línea de faja lateral de pista. Estas marcas eran en cualquier caso constantes, y no mostraban las características intermitentes que resultan de pequeños derrapes y sueltas de frenos que normalmente se aprecian cuando el sistema antiskid está modulando la presión de frenos. Es bastante probable que las marcas de neumáticos resultantes de un ángulo de deslizamiento lateral de los neumáticos del tren principal como reacción al giro de las ruedas de morro y el timón de dirección contrario aplicado, aunque este efecto también podía haber borrado cualquier marca de la acción del sistema antiskid.

Los datos de rumbo del DFDR muestran que el eje longitudinal del avión permaneció paralelo o ligeramente a la derecha de la paralela al eje de la pista hasta justo después de las 17:40:58 h. Esta diferencia entre la dirección del movimiento de la aeronave y su rumbo produciría un ángulo de deslizamiento en la superficie de contacto del neumático con el terreno que pudo generar las marcas de neumático observadas. La aplicación total del timón de dirección derecho generaría un momento de alabeo hacia la izquierda en la aeronave y podría ser la razón por la que las marcas de los neumáticos izquierdos aparecieron antes que las marcas de los neumáticos derechos.

Uno de los miembros de la tripulación declaró que usó frenada diferencial a la derecha, mientras que otro declaró que primero usó frenada diferencial a la derecha y poco después, cuando se dio cuenta de que el avión se saldría de la pista, aplicó frenada simétrica mientras seguía manteniendo el timón derecho aplicado al máximo. El efecto combinado de estas entradas habría sido no producir ninguna frenada diferencial, porque la mayor de las órdenes en cada pedal se aplicaría a los frenos. Los datos de aceleración longitudinal del DFDR indican que la tripulación llegó a aplicar pedal de freno totalmente (3.000 psi de presión de frenos, en comparación con los 400 psi producidos con la selección 2 de frenada automática), pero esta frenada sólo se aplicó en la última parte del recorrido de aterrizaje sobre la superficie pavimentada de la pista.

En resumen, debido a la falta de registro de presiones de frenos en el DFDR, a la frecuencia de muestreo de algunos parámetros del DFDR como el rumbo magnético (1 valor por segundo) y al posible ocultamiento de las marcas del antiskid por las marcas de los neumáticos deslizando, se considera que es difícil determinar el punto exacto de la pista donde se aplicó la frenada manual a tope.

La información técnica recogida y las simulaciones realizadas por el fabricante parecen apuntar que en el caso de un fallo del NWS similar al descrito en este informe, la aeronave probablemente se saldrá de la pista incluso aunque se aplicara timón y frenada diferencial, aunque la velocidad en el momento de cruzar el margen de pista se reducirá si se toman a tiempo las acciones adecuadas en la cabina de vuelo. La velocidad real en el momento de salirse de la pista sería muy difícil de predecir. En este caso, el avión salió a una velocidad relativamente alta. El fabricante dijo que de acuerdo a sus simulaciones una deflexión de ruedas de $-11,2^\circ$ hacia la izquierda coincidiría con las marcas en la pista y con los datos del FDR. El uso de una reversa de empuje diferencial efectiva para recuperar el control direccional parece difícil en vista del poco tiempo disponible (8 a 9 segundos en este caso desde que las ruedas de morro tocaron tierra hasta el momento en que la aeronave se salió de la pista).

A la vista de estas circunstancias, cuando ni la experimentada tripulación de vuelo ni los técnicos de mantenimiento en tierra que fueron informados del impacto del ave consideraron necesario tomar ninguna medida de precaución durante el vuelo (especialmente teniendo en cuenta la información sobre el pequeño tamaño que aparentemente

tenía el ave), combinado con el hecho de que la tripulación no identificó a tiempo el posible mal funcionamiento del sistema NWS durante el recorrido del aterrizaje, se considera necesario emitir dos recomendaciones de seguridad.

Se debería proporcionar información a todos los explotadores para que fueran conscientes de los efectos que una rotura de cable (debida al impacto de un ave o por cualquier otra razón) podría tener en el sistema de dirección de la rueda de morro. Además, debería proporcionarse mayor información o entrenamiento a las tripulaciones de vuelo para hacerles saber que algunos grados de rotación de la dirección de las ruedas de morro podría tener un importante impacto en la controlabilidad direccional de la aeronave y para que fueran capaces de tomar rápidas medidas correctivas en ese caso, recordándoles la necesidad de utilizar fuerte frenada diferencial.

Durante la investigación se hizo patente que el fallo de un cable del sistema de dirección de las ruedas de morro no era un caso aislado. Hubo otros dos casos de fallos de cable documentados que habían sido producidos por impactos de ave. No se obtuvieron datos del estado de desgaste de los cables en esos casos.

Contrariamente a la información proporcionada previamente por Boeing, se observó que una rotura de un cable del NWS produce un comando de giro de las ruedas incluso aunque el cable no quede bloqueado en la posición de deflectado. En un avión con volante doble de giro de ruedas (como en el caso del accidente) esto podría ir de 12° a la derecha cuando se rompe el cable NWSA, hasta 20° hacia la izquierda cuando se rompe el cable NWSB, según se demostró por ensayo. Esto significa que con esta nueva información, hay una probabilidad mayor de que el avión tenga grandes problemas de controlabilidad direccional durante el aterrizaje, porque no hay necesidad de que el cable quede atascado para causar la rotación permanente de las ruedas.

La información recopilada parece indicar que este tipo de fallo fue considerado sólo un fallo «mayor» en el momento de la certificación de tipo original, minimizando en cierto modo los efectos de una salida de pista a alta velocidad. Sin embargo, las consecuencias de este accidente y el hecho de que el avión casi con total seguridad se saldrá de la pista en el caso de que un cable del NWS se rompa (lo que es más probable que una rotura y después un bloqueo), haría recomendable que se tomaran medidas preventivas.

Varias posibles recomendaciones sobre seguridad se evaluaron antes de la emisión de esta edición 2 al informe, incluyendo la posibilidad que el fabricante proporcionara a los operadores con medios adecuados para permitir a las tripulaciones detectar una posible rotura de cables, y proporcionara un procedimiento operacional para minimizar los efectos en el avión durante el despegue o aterrizaje dicho caso.

Estas recomendaciones finalmente no fueron emitidas a la vista de la experiencia de la flota en servicio y la aplicabilidad práctica de dichas medidas.

Sin embargo, sí se considera que pudiera tener beneficios de seguridad el realizar una revisión a fondo de los detalles de diseño del sistema para intentar corregir la causa de la deflexión de las ruedas en el caso de rotura del cable, de modo que tras dicho fallo las ruedas queden en una posición que no ponga en peligro la controlabilidad direccional del avión. Por ello, se emite una recomendación de seguridad al respecto.

Además, sería recomendable que el fabricante informase a los departamentos de vuelo de los operadores de B737 en el modo adecuado de las consecuencias operacionales de la rotura de un cable del NWS (incluso cuando el cable con queda atascado) en cuanto a deflexión de las ruedas de morro y la probable salida de pista subsiguiente. Por lo tanto, se emite otra recomendación de seguridad en este sentido.

2.4. Sistema de registradores de vuelo

El CVR está energizado por el bus electrónico 1 de 115 VAC y mientras hay 115 VAC disponibles debe continuar grabando datos. El CVR paró de grabar sonidos aproximadamente a las 17:41:06 h. Se consideró inicialmente que quizás se paró antes de que la aeronave se hubiera detenido totalmente y los motores se hubieran parado, aunque se desconoce si los motores se apagaron debido a algún tipo de daño porque no está respaldado por los datos del DFDR u otra información basada en los hechos. Se desconoce el tiempo de caída de vueltas del motor después de una parada normal por la tripulación o después de un apagado debido a algún daño.

El sistema fue inspeccionado por el explotador y el fabricante, para intentar identificar qué clase de daño, si lo hubo, se produjo en el sistema durante el recorrido fuera de la pista (especialmente dado que el colapso del NLG había causado daños al compartimiento de aviónica situado inmediatamente después del pozo del NLG). La conclusión de la inspección fue que el daño no afectó directamente al sistema y la razón de la parada de la grabación fue la pérdida del Bus Electrónico 1 de 115 VAC. Sin embargo, la causa de la pérdida del bus permanece sin determinar a falta de datos concluyentes al respecto.

El DFDR está también energizado por el bus 1 de 115 VAC y, mientras haya presión de aceite del motor en tierra, debería estar energizado y continuar grabando datos. En este caso, se grabaron muchos valores espurios de los parámetros cuando la aeronave salió de la superficie pavimentada de la pista. Después de las 17:41:03,500 h los datos del DFDR no se consideran válidos y no debería tenerse en cuenta. Por lo tanto, no fue fácil determinar exactamente el momento en que el registrador paró de grabar datos.

En cualquier caso, tanto si paró antes como después de que se detuvieran los motores, la inspección detallada del sistema DFDR no reveló ningún mal funcionamiento o comportamiento anormal. Sin embargo, el dispositivo de grabación en sí estaba defectuoso hasta cierto punto porque, debido al estado de desgaste de la cinta, hubo muchas pérdidas parciales de datos durante el vuelo. Quizás esta situación también condujo a la

grabación de más datos espurios que los esperados normalmente durante una salida de pista. La instrucción circular de la FAA «AC 20-141, Airworthiness and operational approval of DFDR systems» indica que se debe establecer un calendario para realizar un chequeo operacional y funcional en tierra a intervalos no superiores a 12 meses. El Anexo 6 de OACI y los documentos ED 55 y ED 112 de la Organización Europea para el Equipo de Aviación Civil (EUROCAE) también recomiendan un chequeo anual de la calidad de la grabación. Sin embargo, no se especifica un límite de vida en servicio de la cinta de grabación.

El registrador había sido instalado en la aeronave el 16 de mayo de 2003, y tenía 4.001 h desde la revisión general («Time Since Overhaul», TSO). Según el explotador, se requería que el dispositivo fuera inspeccionado «según estado». Se informó que su mantenimiento había sido llevado a cabo según las recomendaciones del fabricante. Las pruebas operacionales que supuestamente se debería haber llevado a cabo en cada inspección 1C deberían haber detectado que podía haber pérdidas parciales de datos. Según la opinión de varios especialistas, es normal ver este tipo de desgaste en cintas de esta vida en servicio (más de 4.000 h en este caso). A la vista de las circunstancias de este accidente, parece que se debería establecer algún tipo de período de sustitución o revisión general del registrador para asegurar que su misión (proporcionar información precisa de un accidente o incidente, incluyendo la última parte del suceso) se llevara a cabo durante toda su vida en servicio. En relación con esto se emite una recomendación sobre seguridad.

En lo que respecta al QAR de la aeronave, los datos correspondientes a la última parte del vuelo (cuando la aeronave estaba a unos 224 ft de radioaltura) no quedaron grabados. Se realizaron esfuerzos para comprobar si esos datos habían quedado almacenados en la memoria no volátil de la DFDMU, pero no se logró un resultado satisfactorio. Hay que recordar que el QAR se utiliza para supervisión de mantenimiento y de operación y no con propósitos de investigación de accidentes, y por lo tanto sus datos grabados (que tienen más parámetros que el DFDR) no están protegidos contra impactos, fuego, etc.

Según la información proporcionada, durante una aproximación y aterrizaje normales los datos se escriben y se almacenan en una memoria interna de estado sólido para ser transferidos más tarde al disco óptico. Esto puede suceder después de que la aeronave lleve estacionada unos 5 minutos, para aumentar la calidad de la grabación en el disco con la mínima vibración. Sin embargo, este proceso tiene el riesgo de que si sucede algún mal funcionamiento durante el aterrizaje o la rodadura hacia la plataforma, se perderán los importantes datos de la aproximación, toma de contacto y recorrido del aterrizaje. Este fue el caso en este accidente, en el que las presiones de frenado, potencia eléctrica y otros datos importantes, relevantes para las circunstancias del accidente, se perdieron.

Si se requiriera la grabación continua en el QAR aparecerían aspectos contradictorios (perder todos los datos si sucede un accidente debido al borrado del buffer frente a per-

der algunos datos en aterrizajes normales debido a la vibración durante la grabación). Aunque el QAR no está instalado para realizar investigación de accidentes, es un importante elemento y debería intentar obtenerse el máximo provecho posible de sus datos registrados. Sin embargo, incluso teniendo en cuenta que en cierto modo existe una mayor probabilidad de que aparezcan cuestiones relevantes para el mantenimiento y la investigación de incidentes durante la toma de contacto y la carrera de aterrizaje, no está justificada la emisión de una recomendación de seguridad al respecto para que se estudie la posibilidad de una grabación continua de datos en el QAR durante la fase de aterrizaje.

2.5. Seguridad en cabina y evacuación de la aeronave

Como hubo muchos datos espurios en el DFDR grabados en la última parte del vuelo, se desconocen los valores máximos de aceleración alcanzados por la aeronave durante la salida de pista. Los trenes izquierdo y de morro golpearon una tubería de hormigón subterránea y la pata izquierda se desprendió después de que se rompieran los bulones fusibles. El tren de morro se plegó hacia atrás al romperse la barra de arrastre.

Por lo tanto, se estima que la aeronave sufrió importantes cargas verticales, laterales y longitudinales en ese momento, aunque permanece sin determinar si en el interior del fuselaje se excedieron los límites de 9 g hacia delante, 3 g hacia arriba y 3 g hacia un lado de la estructura del avión, especificados por la FAR 25.561. Esta regulación requiere que bajo estas cargas cada ocupante tenga una posibilidad razonable de evitar lesiones graves en un aterrizaje sin grandes impactos e indica además que los objetos de la cabina de pasajeros no deberían deformarse de ninguna forma que pudiera impedir la rápida evacuación de los ocupantes. En este caso, parece que ambos requisitos se cumplieron, porque sólo se produjeron lesiones leves por el impacto y la consiguiente evacuación de emergencia y porque no hay evidencia de que la rápida evacuación fuera impedida por los objetos desprendidos de la cabina de pasajeros (tapas de PSU, paneles del techo, bandejas de comida, maleteros de techo abiertos, etc.) El fabricante informó de que los componentes interiores, incluyendo los cierres de los PSU, estaban diseñados para las siguientes aceleraciones: hacia adelante 9,0 g, hacia atrás 1,5 g, hacia arriba 3,5 g, hacia abajo, 6,5 g, de lado, 3,0 g.

Sin embargo, en vista del número de objetos que resultaron dañados, que pudieron incluso haber causado lesiones directas a los ocupantes o haber afectado al tiempo de evacuación en el caso de haber necesitado una salida más rápida (por ejemplo, si hubiera habido fuego o hubiera aparecido una situación de pánico), se consideró la posibilidad de que se pudieran tomar medidas adicionales para sujetar los paneles del techo y las cubiertas de PSU.

Varios cierres se encontraron rotos después del accidente (véase sección 1.15.1 más arriba), y la cinta de sujeción del panel delantero de techo del compartimiento de los tri-

pulantes de cabina también se rompió. Los cierres de los paneles de techo delantero y trasero no se rompieron. Parece que se abrieron en el momento en que se produjeron las cargas en el interior de la cabina, como sucedió con varios maleteros de techo según las declaraciones de los pasajeros.

Se analizó si era necesario que se reforzaran las cintas de sujeción y los cierres para evitar su rotura o que se soltaran en el caso de aterrizajes sin grandes impactos. Sin embargo, el fabricante declaró que, como no hubo aceleraciones fiables grabadas por el DFDR aproximadamente 2 segundos después de que el avión saliera de la pista, se desconoce las cargas que fueron generadas cuando el tren izquierdo se separó y el tren de morro se plegó durante el impacto con la tubería enterrada, y por lo tanto las circunstancias de este suceso no pueden ser evaluadas apropiadamente. Es posible que las cargas resultantes del impacto con la tubería excedieran los límites de carga de diseño de los cierres. Adicionalmente, el fabricante no tenía constancia de un historial de anomalías con estos cierres, que se utilizaban profusamente en los aviones Boeing 737 y B-757.

El panel del techo del compartimiento trasero de los tripulantes de cabina se soltó de la cinta de sujeción, y su gancho no estaba en la posición normal cuando la aeronave fue inspeccionada después del accidente. Es posible que esta posición anormal causara un aflojamiento que liberara la cinta de sujeción después de que se abrieran los cierres. Por lo tanto, se considera necesario que el explotador inspeccione sus flotas para asegurar que en los paneles del techo de los compartimientos de los tripulantes de cabina los ganchos estén en su posición apropiada en la mitad de la cinta de sujeción.

Se encontró una bandeja de comida en el camino de escape de la salida delantera izquierda sobre el ala. Se encontró que el pin de cierre estaba al lado del pasillo en el respaldo de la butaca (véase Foto 1.15.1.1). Esta disposición pudo causar que la bandeja de comida se soltara fácilmente durante el movimiento normal de los pasajeros hacia la salida de emergencia. En caso de precipitación debido al pánico, incluso un factor de poca importancia como éste podría causar que los pasajeros se quedaran atascados en la salida. Como resultado de accidentes pasados en los cuales este hecho se encontró como factor de los daños personales sufridos, la Conferencia Europea de Aviación Civil emitió el Documento N.º 18, el cual, entre otras medidas de seguridad en cabina, establecía: «Las bandejas plegables de la parte trasera de las butacas que no son necesarias deberían ser eliminadas o dejarse inoperativas. En el caso de que estén operativas en las butacas a lo largo de la ruta de acceso a la salida de emergencia, sus cierres deben ser lo suficientemente seguros y estar protegidos adecuadamente para evitar su suelta inadvertida».

El fabricante informó de que también tenían criterios similares para el diseño e instalación de las butacas. Varios Estados incluyen este requisito en sus inspecciones operacionales de aeronaves de transporte de pasajeros. La Autoridad de Aviación Civil (CAA) de los Países Bajos informó que había estado requiriendo el cumplimiento del mencionado Documento N.º 18 durante un largo período. Sin embargo, a la vista de las con-

clusiones de este accidente, se considera conveniente recomendar que, de forma similar, las aeronaves registradas sean inspeccionadas según este requisito. Por otro lado, se mencionó que el «JAA Cabin Safety Steering Group» había estado trabajando para se incluyeran en JAR-25, JAR-26 y JAR OPS-1 requisitos para las salidas Tipo III similares a los contenidos en el Documento N° 18. Por lo tanto, sería también conveniente que EASA y las JAA acelerasen sus trabajos para finalizar la actualización de los requisitos asociados a las salidas Tipo III que ya están en preparación para los CS-25 (EASA), JAR-26 y JAR-OPS 1 (JAA).

Al menos una tripulante de cabina informó de que la apertura de una puerta fue difícil porque parecía muy pesada. Adicionalmente, parece que los tripulantes de cabina tuvieron problemas para bloquear las cuatro puertas en la posición de abierta. Esto fue probablemente debido al ángulo de balanceo hacia la izquierda y el ángulo de cabeceo hacia arriba que tenía el fuselaje. Se considera conveniente que este hecho sea más resaltado por el explotador durante la formación de sus tripulantes de cabina. Además, los tripulantes de cabina declararon que en el caso de que sólo haya uno de ellos en el compartimiento delantero o trasero y una puerta se quedara inoperativa, el o ella no se podría mover probablemente hacia la otra puerta debido a la presencia de pasajeros en estado de pánico a no ser que fueran retenidos por un segundo tripulante.

La rampa de la puerta 1R no se desplegó como se esperaba. Estaba torcida y esto impidió que se usara durante la evacuación. Esta situación ya era conocida por el fabricante de la aeronave y el suministrador de las rampas, y el fabricante tenía una publicación de mantenimiento («Fleet Team Digest») en vigor para advertir de este hecho (la primera emisión del FTD fue en diciembre de 2002). El mal funcionamiento fue probablemente causado porque la rampa de salida quedaba inicialmente retenida en su compartimiento. El fabricante estaba trabajando en una solución para corregir la situación. Se considera necesario emitir una recomendación de seguridad para hacer obligatoria la correspondiente modificación cuando esté disponible.

La puerta 2R no fue usada para la evacuación de emergencia. La tripulante de cabina que la abrió pensó que no se había desplegado adecuadamente, porque vio que la rampa estaba algo inclinada hacia atrás. Se encontró que la rampa estaba desplazada lateralmente (hacia la parte trasera de la aeronave) por lo que el colchón de apoyo delantero de la rampa obstruía parcialmente la salida de la puerta de servicio trasera. Sin embargo, en la inspección posterior no se informó de que se hubiera encontrado ninguna evidencia de mal funcionamiento en esa rampa.

Varios tripulantes de cabina comentaron que no recordaban el estado de las luces de emergencia. Varios pasajeros confirmaron en el cuestionario (véase más abajo) que vieron la iluminación de emergencia de la senda del piso de la cabina. El comandante estaba seguro de que no hubo iluminación de emergencia en la cabina de vuelo, y en su opinión hubo al menos un fallo parcial en el sistema de iluminación de emergencia.

Las declaraciones de que las luces de emergencia estuvieron apagadas y estaba muy oscuro tanto en el interior como en el exterior de la aeronave no pudieron ser confirmadas por la inspección detallada y las pruebas de la aeronave después del accidente. Se comprobó que el sistema estaba totalmente operativo con baterías nuevas. Las baterías instaladas durante el accidente estaban dentro de su periodo de servicio. Si hubo un fallo parcial del sistema, no pudo detectarse en las inspecciones posteriores.

Durante la investigación se realizaron esfuerzos para obtener el máximo de información en relación con el comportamiento de los pasajeros durante la evacuación. Se enviaron cuestionarios a todos los pasajeros a través del explotador. La aeronave llevaba 140 pasajeros (el número total de butacas para pasajeros es 147) y estaba casi lleno con mucho equipaje de mano en la cabina. En el Apéndice B se incluye un estudio más detallado de las respuestas de los pasajeros.

No fue posible determinar exactamente el tiempo que llevó evacuar el avión. De la grabación de las comunicaciones ATC, se puede establecer con certeza que en menos de 2 minutos, 26 segundos todos los pasajeros estaban fuera del fuselaje. Habían utilizado para ellos las cuatro salidas sobre el ala y las salidas 1L y 2L. Dos salidas (1R y 2R) no fueron usadas. La existencia del canal hizo que el uso de la salida 1L fuera más difícil y varios pasajeros cayeran al agua. Se considera que el estado de los paneles de los spoilers no afectó a la evacuación de emergencia de los pasajeros que usaron las salidas sobre el ala.

Las declaraciones recogidas muestran que los pasajeros abrieron las salidas sobre el ala sin ningún problema y parece que algunos de ellos estaban fuera de la aeronave incluso antes de que se ordenara la evacuación de emergencia. Los tripulantes de cabina proporcionaron las instrucciones en voz alta (sin megáfonos) en inglés y en holandés. Parece que hubo problemas de comunicación dado que algunos pasajeros no entendían ninguno de los dos idiomas, aunque simplemente se limitaron a seguir e imitar a los otros ocupantes.

Muchos pasajeros cogieron su equipaje de mano u objetos personales a pesar de las órdenes e instrucciones de los tripulantes de cabina. Esto retrasó en cierto modo la evacuación. Los pasajeros que no cogieron nada consideraban injusto que el riesgo se hubiera incrementado debido a que los otros sí lo estuvieran haciendo. Había un menor no acompañado a bordo que evacuó la aeronave con la ayuda de un pasajero, y otros niños y bebés que fueron evacuados por sus padres. Varios pasajeros tenían experiencia aeronáutica previa y su manejo de la situación y su ayuda fue agradecida por los demás.

Parece que no se habían proporcionado instrucciones específicas prevuelo a los pasajeros en relación con la necesidad de dejar el equipaje en caso de una evacuación de emergencia. Las tarjetas de seguridad de a bordo disponibles para los pasajeros no proporcionaban tampoco esta instrucción. Aunque los tripulantes de cabina ordenaron a todo el mundo (en voz alta, sin megáfono) no coger los objetos personales, es posible que

algunos pasajeros no lo oyeron o, si lo oyeron, decidieron pese a todo imitar a los que sí estaban cogiendo sus cosas. Es difícil pensar en una recomendación de seguridad que pueda evitar una situación similar en el futuro, porque si no se presenta situación de pánico y no existen signos de fuego o de otros peligros inminentes que noten los pasajeros, algunos de ellos podrían tender a pensar que la evacuación de emergencia es una manera anormal pero no urgente de salir de la aeronave, y le podrían dar más importancia a la necesidad de coger sus objetos personales bajo esas circunstancias para evitar molestas gestiones posteriores para recuperarlos. Dos medidas de bajo coste en las que se podría pensar serían el incluir esta instrucción en las tarjetas de seguridad a bordo disponibles para todos los pasajeros, en las instrucciones de seguridad prevuelo y en los mensajes de voz proporcionados durante la evacuación de emergencia, y por tanto se emite una recomendación de seguridad al respecto.

Los principales comentarios recibidos de los pasajeros, aparte del hecho de que se cogieran los objetos personales antes de la evacuación, fueron que estaba muy oscuro dentro y fuera de la aeronave. Como se ha indicado más arriba, es muy probable que el sistema de iluminación de emergencia estuviera encendido y funcionara correctamente. Otros comentarios fueron que las voces de las órdenes de evacuación deberían ser más altas y en más idiomas.

2.6. Idoneidad de la configuración del campo de vuelos

En los días previos al accidente se estaban realizando importantes trabajos de construcción en la franja de la pista 25R-07L. Durante varios meses habían estado en vigor diversos NOTAMS que avisaban de este hecho. Parte de la antigua franja de pista estaba siendo compactada y se estaba asfaltando otra parte.

La anchura de la franja de la pista 25R era 120 m de acuerdo al AIP. Existía un ancho canal de drenaje de aguas pluviales aproximadamente a 107 m del eje de la pista y transcurriendo paralelo a él en parte de su recorrido. Por lo tanto, el canal estaba fuera de la franja de pista declarada, en la cual se supone que se deben cumplir determinados requisitos de obstáculos fijos y móviles y máximas pendientes.

Sin embargo, de acuerdo al Anexo 14 de OACI, en un aeropuerto de número de código 4 como era Barcelona, la anchura de la franja debería ser al menos 300 m (150 m a cada lado del eje de la pista). Esta franja debería tener una zona nivelada (con una pendiente máxima del 2,5%) hasta una distancia lateral de 75 m para minimizar los daños en el caso de que un avión se saliera de la pista.

Por lo tanto, el canal estaría fuera de esa zona nivelada incluso aunque la franja fuera más ancha de los 60 m a cada lado declarados por el Aeropuerto de Barcelona. Sin embargo, otra recomendación del Anexo 14 indicaba que el resto de la franja debería tener una pendiente ascendente máxima del 5% medida en el sentido de alejarse de la

pista. Es obvio que el muro exterior del canal excedía la pendiente ascendente máxima recomendada y suponía un peligro para aeronaves que se salieran de la pista en una zona que estaba dentro de la franja teórica requerida por OACI.

La información recogida indicaba que el Aeropuerto de Barcelona había tenido con anterioridad problemas de inundaciones después de tormentas fuertes. El tamaño y la posición del canal se habían calculado para resolver ese problema.

Es un problema conocido que los aeropuertos no pueden cumplir siempre con las recomendaciones del Anexo 14 a menos que se afronten costes muy elevados. En este caso, el recubrimiento del canal supondría una inversión muy grande con el correspondiente impacto en las operaciones del aeropuerto durante el tiempo en el que se llevaran a cabo las obras. Sin embargo, el peligro que el canal plantea sobre grandes aviones de la categoría de transporte que se puedan salir de la pista a altas velocidades hace necesario el pensar en posibles soluciones o en medidas alternativas de prevención y por lo tanto se emite una recomendación sobre seguridad al respecto.

Otros incumplimientos con el material de guía incluido en el Anexo 14 eran los escalones que existían entre las diferentes zonas asfaltadas y el terreno adyacente no preparado en el lado izquierdo de la pista 25R; la presencia de la tubería de hormigón que estaba enterrada unos 20 cm en lugar de al menos 30 cm por debajo de la superficie de la franja como se menciona en el Adjunto A del Anexo 14; y las diferencias de carga admisible que encontró el avión cuando se salió de la superficie de la pista.

Los tres factores indujeron elevadas aceleraciones en el avión y causaron daño al tren de aterrizaje y al interior de la cabina de pasajeros, incrementando el peligro potencial de daños a pasajeros.

Pese a todo, el tercer factor (diferencia en carga admisible) tuvo también un efecto muy beneficioso, ya que la arena suelta contribuyó a decelerar el avión y a detenerlo antes de que llegara al canal, lo que probablemente hubiera tenido efectos catastróficos en los ocupantes.

La diferencia de resistencia, la profundidad del obstáculo enterrado y los escalones no achaflanados que había en la franja deben ser atribuidos a los trabajos de construcción que se estaban realizando, que habían sido notificados mediante NOTAM, y se considera que era muy difícil que esas circunstancias se hubieran podido solucionar antes de que se acabaran los trabajos.

2.7. Plan de emergencias del Aeropuerto de Barcelona

A la fecha del accidente, el Aeropuerto de Barcelona tenía en vigor un detallado plan de emergencias.

Sin embargo, la información recopilada indica que el personal del aeropuerto y también el personal de otras compañías que trabajaban allí no lo tenían en mente para su aplicación inmediata. Es posible que, dado el alcance limitado de las heridas sufridas por los ocupantes de la aeronave accidentada, se decidiera no aplicar el plan y, por lo tanto, los pasajeros fueron trasladados a una sala normal de la terminal en lugar de a una sala dedicada en el Módulo 0 del aeropuerto. Esto causó confusión y frustración a los ocupantes, los cuales, que se encontraban bajo tensión y con el impacto emocional del accidente, se mezclaron con otros pasajeros que tenían previsto tomar el vuelo de vuelta a AMS. Además, no había una dirección clara de la situación, no había allí suficiente personal con adecuado conocimiento del idioma inglés. Algunas personas tenían la ropa mojada porque habían caído al canal. Otros pasajeros incluso informaron que tenían problemas para llamar por teléfono a sus familiares ya que no tenían sus teléfonos móviles después del accidente. Los pasajeros también mostraban preocupación sobre sus efectos personales que habían quedado a bordo, tanto en la cabina de pasajeros como en las bodegas de equipaje.

Después de que los pasajeros fueron trasladados al terminal, es posible que el personal del aeropuerto se concentrara principalmente en la recuperación del avión y en el impacto en las operaciones del aeropuerto debido al cierre de la pista 25R. Se empezaron a producir importantes retrasos en los vuelos programados y es posible que la organización de la atención a los pasajeros no fuera la mayor prioridad en esos momentos, en la creencia de que la línea aérea y las compañías de handling ya estarían ocupándose de ese asunto. El último ejercicio de entrenamiento sobre la aplicación del plan de emergencia se había llevado a cabo el 7 de junio de 2003.

A la vista de la situación, se considera necesario recomendar a AENA que el plan de emergencia del aeropuerto sea revisado para asegurarse de que incluye todos los detalles necesarios para el adecuado cuidado de los pasajeros después de un accidente o incidente, incluso cuando no se reciban informaciones de heridas graves, y que el personal afectado del aeropuerto y de las líneas aéreas asista a entrenamiento periódico para asegurar que el plan se aplica de modo automático y eficiente en cuanto ocurra el suceso.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La aeronave tenía un certificado de aeronavegabilidad válido.
- El peso y centrado de la aeronave estaba dentro de los límites prescritos.
- Los pilotos tenían licencias válidas y estaban adecuadamente calificados para el vuelo.
- No hubo evidencias de que la actuación de la tripulación de vuelo hubiera estado afectada por incapacitación o por factores fisiológicos.
- La aeronave sufrió el impacto de un ave «buteo ratonero» en la zona de tren de morro en la rotación durante el despegue de AMS.
- La tripulación de vuelo notó el impacto del ave y avisó al ATC de AMS y al departamento de mantenimiento de su compañía.
- No se notó ningún mal funcionamiento de los sistemas de la aeronave durante el resto del vuelo hasta el aterrizaje en la pista 25R de BCN.
- La tripulación de vuelo fue informada por el ATC de que sólo se habían encontrado pequeños trozos de un ave en la pista de AMS después del impacto con el ave.
- Ni los manuales del avión ni otros documentos operacionales requerían que la tripulación tomara ninguna acción preventiva o de precaución en un caso similar al que encontraron tras el impacto del ave en el despegue.
- En cuanto el tren de morro tocó la superficie de la pista durante el aterrizaje, el avión empezó a desviarse a la izquierda del eje de la pista.
- La tripulación aplicó timón de dirección a la derecha, pero no pudo evitar que el avión se saliera de la superficie pavimentada de la pista.
- No hay evidencia de que las acciones combinadas sobre los pedales de ambos tripulantes de vuelo produjeran una fuerte frenada diferencial a la derecha.
- Las primeras marcas de los neumáticos que aparecieron en la pista se debían a los neumáticos del tren principal izquierdo.
- El avión se salió por el lado izquierdo de la pista 25R con una velocidad aerodinámica de unos 91 kt (87 kt de velocidad respecto al suelo).
- El cable NWSB del sistema de dirección de las ruedas de morro se encontró roto tras el accidente. Ambos cables, NWSB y NWSA, tenían mucho desgaste debido a su roce con residuos de arena atrapados por la grasa aplicada al sello de presión del conducto de cables de dirección de las ruedas de morro.
- Había documentos de mantenimiento del fabricante de la aeronave que avisaban que no se debería aplicar grasa a los cables debido a que los contaminantes atrapados por ésta podían acelerar el desgaste del cable.
- Las inspecciones efectuadas tras el accidente no revelaron evidencias de ningún mal funcionamiento o defecto de los sistemas de frenos y spoilers del avión.
- Después del accidente, ambos cables NWSA y NWSB se encontraron bloqueados contra las poleas situadas en la parte superior del amortiguador de morro. No se pudo determinar si estaban bloqueados antes del accidente, aunque se considera más probable que el bloqueo ocurriera después de que el avión se saliera de la superficie pavimentada de la pista.

- Durante la investigación original, el fabricante indicó incorrectamente que tras una rotura de un cable del sistema NWS las ruedas se deflectarían de algún modo y después retornarían a una posición centrada a menos que el cable quedase bloqueado en la posición deflectada.
- Esta información era incorrecta según se demostró por un ensayo real llevado a cabo. El fabricante posteriormente manifestó su acuerdo con estos resultados.
- La rotura (por cualquier causa) de un cable del NWS en un avión de volante doble de dirección (como el avión del accidente) produce una deflexión de hasta 12° a la derecha cuando el cable NWSA se rompe y hasta 20° a la izquierda cuando se rompe el cable NWSB.
- Un aterrizaje con un cable NWS roto provocará casi con seguridad una salida de pista independientemente de las acciones tomadas por la tripulación, aunque la velocidad exacta en el momento de la salida dependerá de varios factores. No es necesario que el otro cable quede bloqueado para que se produzca esta consecuencia.
- Las inspecciones llevadas a cabo en el sistema de iluminación de emergencia y en el sistema del registrador de voz en cabina no revelaron ningún defecto previo al accidente ni ningún daño causado por el recorrido del avión fuera de pista que pudiera haber causado su mal funcionamiento antes de que el avión se detuviera.
- Las inspecciones llevadas a cabo en el sistema del registrador de datos de vuelo no revelaron ningún defecto previo al accidente ni ningún daño causado por el recorrido del avión fuera de pista que pudiera haber causado su mal funcionamiento antes de que el avión se detuviera. Sin embargo, el estado del mecanismo de grabación y de la propia cinta del DFDR causaron algunas pérdidas de datos durante el vuelo.
- La pata izquierda del tren de aterrizaje se desprendió poco antes de que el avión se detuviera por completo, cuando los bulones fusibles se partieron.
- La rampa de evacuación de la puerta 1R estaba girada después de su despliegue, lo cual la inutilizó para ser usada durante la evacuación de emergencia.
- El sistema de retención de la bandeja de comidas del asiento 10B, enfrente de la vía de escape hacia la salida de emergencia O1L, podía soltarse fácilmente debido al roce durante la evacuación de emergencia.
- Se recopilaron muchos testimonios de testigos sobre deficiencias en el cuidado de los ocupantes de la aeronave tras el accidente.
- La franja de la pista 25R del Aeropuerto de Barcelona tenía 120 m de anchura, mientras que la mínima anchura establecida en el Anexo 14 de OACI es 300 m.
- Debido a los trabajos de construcción que se estaban llevando a cabo, la franja de la pista 25R del Aeropuerto de Barcelona no cumplía con las recomendaciones del Anexo 14 de OACI sobre el achafanado con el margen de pista y la minimización de diferencias de carga admisible entre las superficies de la pista y la franja.

3.2. Causas

Se considera que el accidente probablemente ocurrió porque durante el despegue un impacto de ave rompió uno de los cables del sistema de dirección de las ruedas de

morro, lo cual hizo que las ruedas de morro giraran a la izquierda durante el aterrizaje causando una desviación a la izquierda que no pudo ser contrarrestada por una deflexión máxima del timón de dirección en cuanto el avión deceleró. La subsiguiente aplicación de frenos y otras acciones tomadas por la tripulación no pudieron evitar que el avión se saliera fuera de la superficie de la pista.

Los daños a la aeronave se incrementaron por el estado de la franja de pista debido a las obras del aeropuerto.

A la rotura del cable contribuyó el hecho de que estaba muy desgastado localmente. Se pudo determinar que el desgaste se debió a una incorrecta aplicación de grasa al sistema de cables durante el mantenimiento. Pese al entrenamiento y experiencia de la tripulación de vuelo, no pudieron reconocer rápidamente la causa posible de la desviación del avión y mantenerlo en la pista.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Tras el accidente, el operador puso en marcha un plan para inspeccionar todos los sellos de presión del conducto de cables de dirección de las ruedas de morro en su flota de Boeing 737 eran inspeccionados para determinar si se les había aplicado grasa de modo inadvertido.

Como resultado de la investigación, se emiten las siguientes recomendaciones sobre seguridad:

- REC 20/05.** Se recomienda a «The Boeing Company» que se envíe a todos los operadores de Boeing 737 un documento de información sobre experiencia en servicio, o un documento similar, para informar a las tripulaciones de vuelo y al personal de mantenimiento de los peligrosos efectos que un impacto de ave en la zona del tren de morro podría tener sobre el sistema de la dirección de las ruedas de morro, y que en ese caso se deberían tomar medidas de precaución. El documento debería también subrayar la importancia de seguir estrictamente las instrucciones de la publicación 737-FTD-32-03008 para evitar el desgaste de los cables de ese sistema.
- REC 21/05.** Se recomienda a «The Boeing Company» que se proporcionen a los operadores de Boeing 737 instrucciones adicionales de entrenamiento para permitir a las tripulaciones de vuelo identificar rápidamente un posible mal funcionamiento del NWS durante el aterrizaje y avisarles sobre las actuaciones esperadas del avión y de las medidas que se deberían tomar para evitar perder el control direccional a altas velocidades.
- REC 22/05.** Se recomienda a la FAA que se imponga una vida límite para realizar una revisión general a equipos de registradores de datos de vuelo similares al involucrado en este accidente para asegurar que no habrá pérdidas de datos en sus grabaciones en el período entre revisiones generales.
- REC 23/05.** Se recomienda a KLM que los paneles de techo de los compartimientos delantero y trasero de aviones similares en su flota sean inspeccionados para asegurar que los ganchos en forma de S de las cintas de sujeción están colocados en la posición adecuada hacia la mitad de la cinta.
- REC 24/05.** Se recomienda a KLM que durante el entrenamiento proporcionado a los tripulantes de cabina de aeronaves Boeing 737 se haga más énfasis en las dificultades esperadas que se pueden encontrar al abrir y dejar abiertas las puertas durante una evacuación de emergencia real debido a los ángulos de cabeceo y alabeo que puede adoptar el fuselaje. La fuerza necesaria para abrir la puerta de entrenamiento debe hacerse similar a la fuerza realmente necesaria en una operación de emergencia.

- REC 25/05.** Se recomienda a KLM que la instrucción a los pasajeros de que dejen los efectos personales a bordo del avión en el caso de una evacuación de emergencia se destaque más durante las demostraciones de seguridad previas al vuelo, y se incluya en la tarjeta de «Seguridad a bordo» y en los mensajes sonoros proporcionados durante la evacuación de emergencia. Se debería estudiar la posibilidad de usar diferentes idiomas para este propósito, dependiendo de la ruta que se esté volando.
- REC 26/05.** Se recomienda a la FAA que la modificación prevista de la rampa de evacuación de la puerta 1R de aviones Boeing 737 para evitar la torsión de la rampa tras su inflado y despliegue se haga obligatoria para todos los aviones afectados cuando esté disponible.
- REC 27/05.** Se recomienda a la FAA que se revisen los requisitos de FAR-25 para asegurar que, cuando sea factible, las partes del sistema de dirección de las ruedas de morro susceptibles de daños por impactos de ave que puedan suponer un peligro grave para el avión se protejan adecuadamente frente a dichos impactos.
- REC 28/05.** Se recomienda a la Autoridad de Aviación Civil de los Países Bajos que inspeccione aeronaves similares a la implicada en el accidente para asegurar que las vías de escape hacia salidas de emergencia sobre el ala tipo III cumplen con el contenido del Documento N.º 18 de la Conferencia Europea de Aviación Civil respecto a la adecuación de los sistemas de retención de las bandejas plegables en el respaldo de los asientos.
- REC 29/05.** Se recomienda a AENA que se tomen medidas en la franja de la pista 25R del Aeropuerto de Barcelona para cumplir con el contenido del Anexo 14 de OACI respecto a la anchura y las pendientes máximas o para reducir a un nivel aceptable el riesgo para los aviones que se salgan de la pista.
- REC 30/05.** Se recomienda a AENA que se revise el plan de emergencias del Aeropuerto de Barcelona para asegurar que incluye todos los detalles necesarios para el adecuado cuidado de los ocupantes después de un accidente o incidente que así lo requiera. También se recomienda que se ponga en marcha un plan de entrenamiento periódico para asegurar que el plan de emergencias se aplica inmediata y eficientemente en el caso de un accidente o incidente que así lo requiera.

Tras la publicación de la edición inicial de este informe, se ha encontrado que la rotura de un cable NWS provocará probablemente una salida de pista (incluso si el cable roto no queda bloqueado). Por lo tanto, en esta segunda edición del informe se emite la siguiente recomendación sobre seguridad:

REC 25/07. Se recomienda a la FAA que requiera a Boeing que revise el diseño del B737 para asegurar que la rotura de un cable NWS no resulta en una deflexión de las ruedas de morro que pueda provocar una situación peligrosa.

En respuesta a la recomendación de seguridad 20/05, Boeing informó que había emitido un «Multi Operator Message» (ref. 1-111721075, fechado 10 de agosto de 2005), para informar a los operadores de B737 de algunos hechos relativos al accidente. Sin embargo, este documento no cubre los nuevos hechos descritos en la edición 2 de este informe. Adicionalmente, este tipo de documento se usa principalmente para comunicar cuestiones técnicas a los operadores. Las cuestiones operacionales se cubren normalmente con otro tipo de comunicaciones del fabricante.

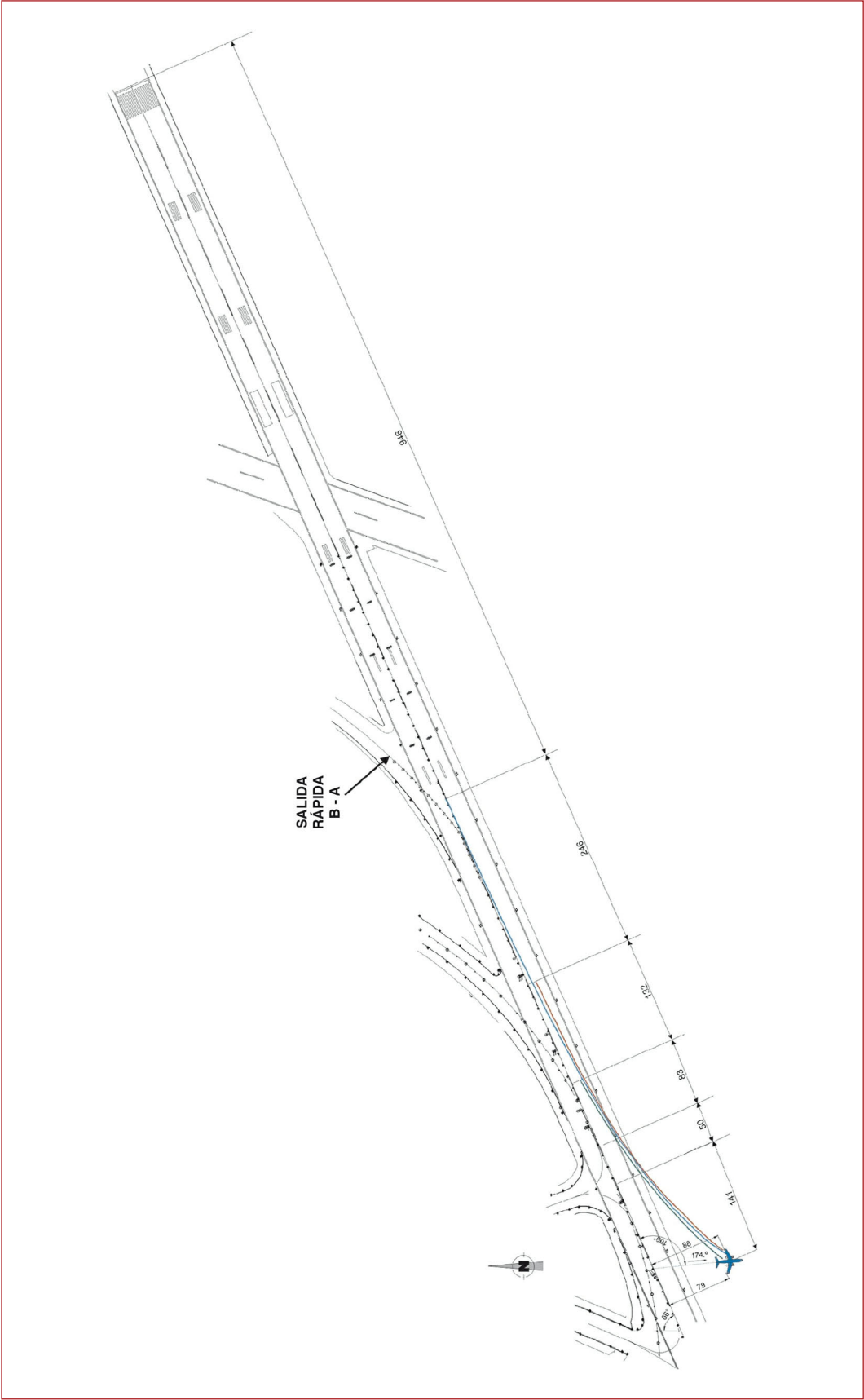
Por lo tanto, se considera que las nuevas conclusiones hacen recomendable que el fabricante emita una nueva comunicación dirigida a todos los operadores de B737 para informarles de las consecuencias operacionales de la rotura de un cable del NWS. El tipo y nivel de la comunicación debería asegurar que la información llega a los departamentos de operaciones de los operadores. Por lo tanto, se emite la siguiente recomendación de seguridad:

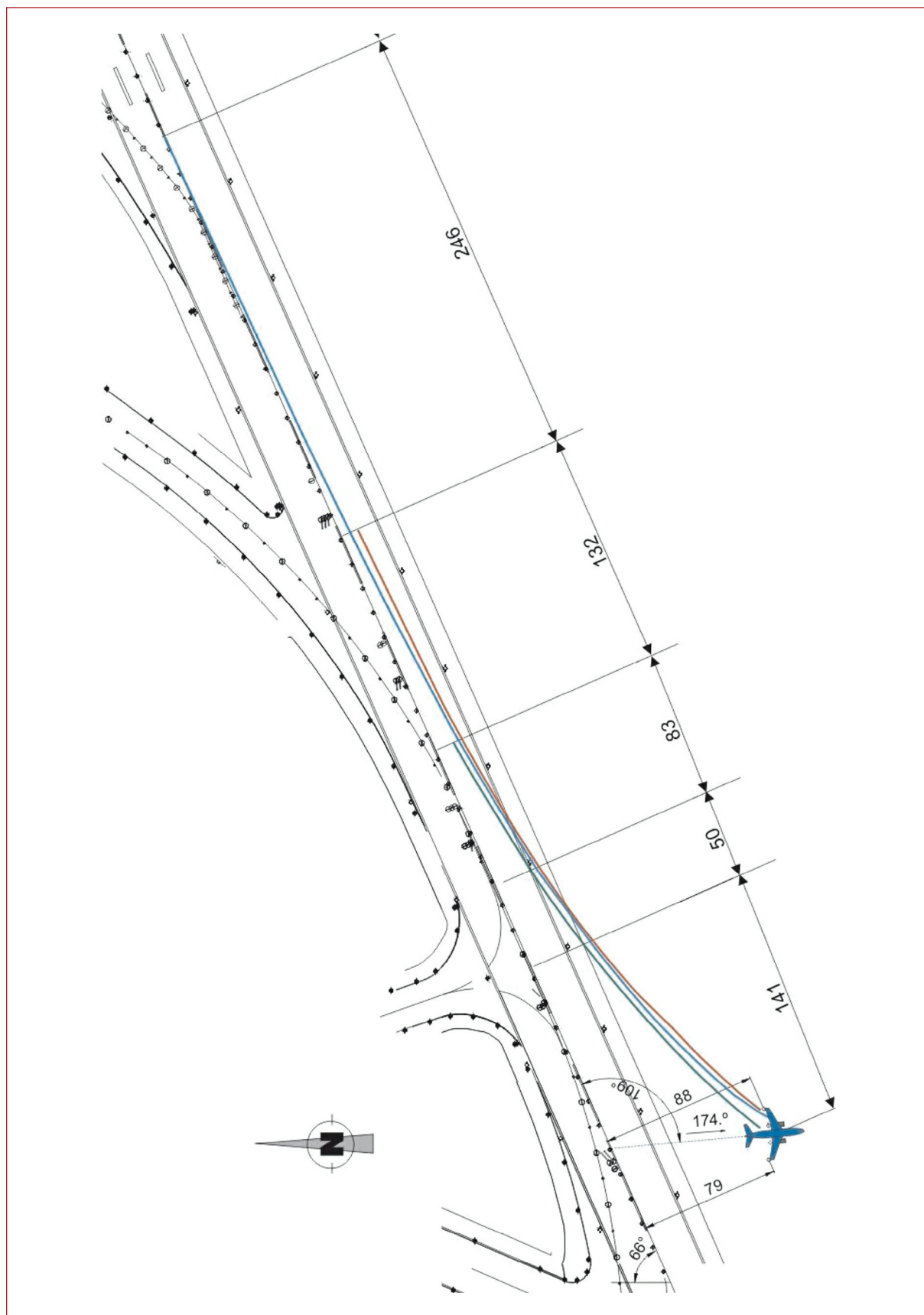
REC 26/07. Se recomienda a The Boeing Company que informe a todos los operadores de B737 de las consecuencias técnicas y operacionales de la rotura de un cable del sistema NWS, incluso cuando el cable no queda atascado en la posición deflectada.

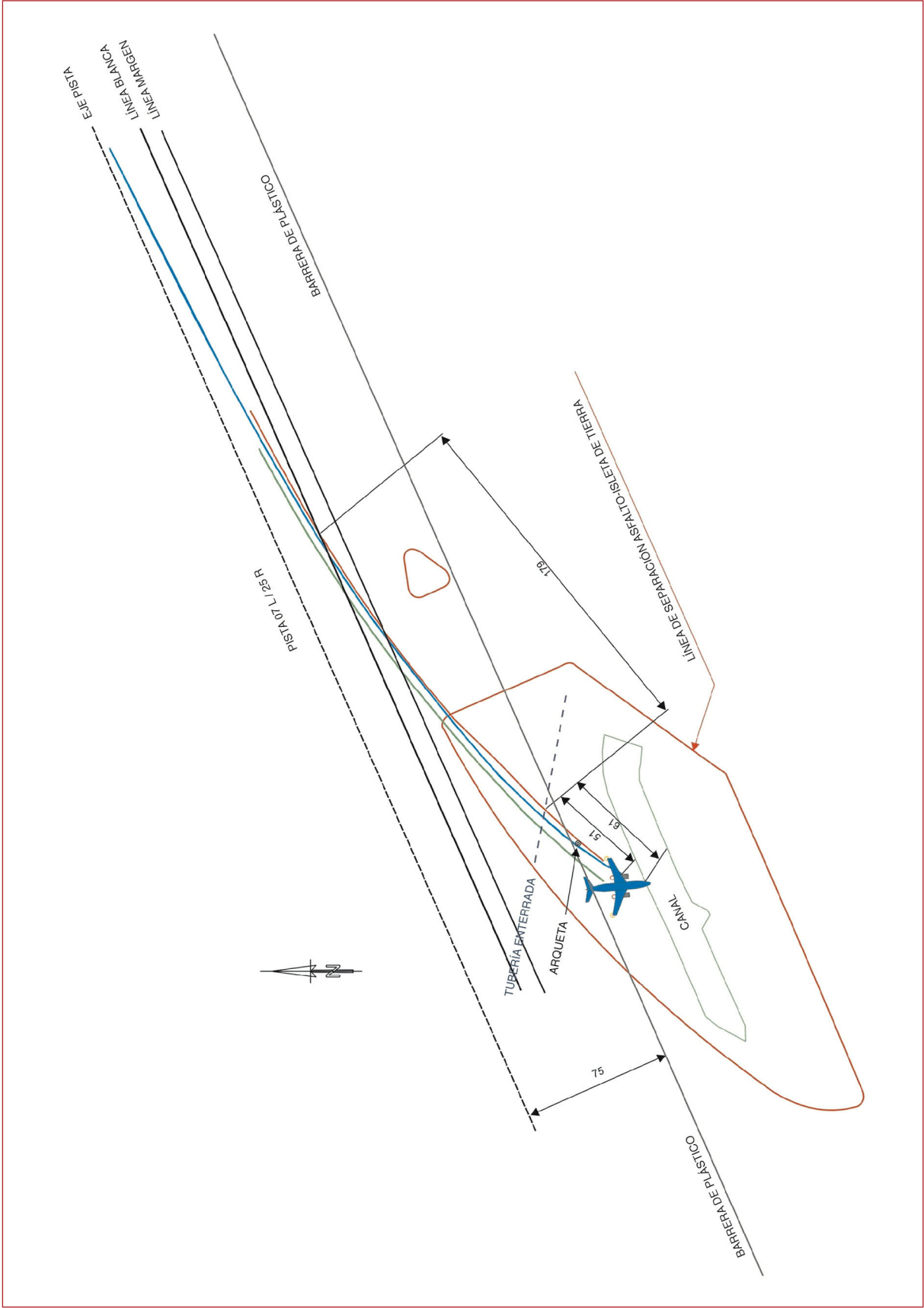
APÉNDICES

APÉNDICE A

Plano de las marcas sobre la pista







APÉNDICE B

**Análisis de la evacuación de emergencia del
Boeing 737, matrícula PH-BTC, en el Aeropuerto
de Barcelona el 28 de noviembre de 2004**

Abreviaturas del Apéndice B

AASK	«Aircraft Accident Statistics and Knowledge» (base de datos)
ADT	Distancia real recorrida («Actual distance traveled»)
AMS	Aeropuerto de Ámsterdam
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
EE	Eficiencia de evacuación («Evacuation efficiency»)
ISASI	International Society of Air Safety Investigators
JAR-OPS	Requisitos Conjuntos de Aviación - Operaciones
JAR-26	JAR – Requisitos adicionales de aeronavegabilidad para las operaciones
KLM	Koninklijke Luchtvaartmaatschappij - Royal Dutch Airlines
MAPSC	Configuración de asientos de pasajeros máxima aprobada
NTSB	National Transportation Safety Board
ReqCC	Tripulación de cabina mínima requerida
RvTV	Agencia de Seguridad en el Transporte de los Países Bajos (Dutch Transport Safety Board)
SOB	Seguridad a bordo («Safety on board»)
TSD	Distancia teórica más corta («Theoretical shortest distance»)

Sumario

Con el objetivo de obtener el máximo de información de seguridad sobre el suceso del epígrafe, se envió a los pasajeros involucrados un cuestionario varias semanas después del accidente. El principal propósito del cuestionario era recibir datos observados o percibidos.

El cuestionario, enviado a través de KLM, estaba basado en las guías de la CIAIAC, KLM, ISASI, NTSB y el antiguo RvTV de los Países Bajos. La versión original en inglés se tradujo a español y holandés.

El cuestionario consistía en preguntas relativas a las instrucciones de seguridad pre-vuelo, salidas de emergencia, equipaje de mano, rampas de evacuación, comportamiento de los pasajeros, cinturones de seguridad, comunicación, sucesos tras la evacuación, e información adicional.

Los cuestionarios se enviaron a las direcciones de los pasajeros en los siguientes países:

España (83), Países Bajos (18), Japón (14), Reino Unido (4), Rumanía (3), Suecia (4), Noruega (3), Paraguay (2), Canadá (2), México (1), Finlandia (1), Surinam (1), Alemania (1), Costa Rica (1) y China (1).

Se les ofreció a los pasajeros la posibilidad de contestar por correo normal o por correo electrónico. Las respuestas se recibieron entre 6 y 124 días después de su distribución.

Con todas las respuestas recibidas, se preparó el siguiente análisis, con la ayuda de los especialistas de seguridad en cabina de KLM.

1. ANÁLISIS

1.1. Secciones

A los efectos de este análisis se determinaron las secciones de cabina de pasajeros de la configuración de butacas en el KLM B737-406, midiendo el eje entre cada par de puertas o salidas de emergencia opuestas:

Sección	Filas de butacas	Número de butacas	%
Delantera	Filas de butacas 1-6	Número de butacas: 21	22 %
Media	Filas de butacas 7-19	Número de butacas: 90	49 %
Trasera	Filas de butacas 20-26	Número de butacas: 36	29 %
Total	26 filas de butacas	147 butacas	100 %

Puesto que la cabina de pasajeros estaba virtualmente llena, no se estableció ninguna diferenciación en el porcentaje ocupado de cada sección.

Aproximadamente un 50% de las butacas de pasajeros estaban situadas en la proximidad de las salidas de emergencia de la sección media, lo cual es típico en aeronaves de fuselaje estrecho (fuente: AASK¹).

1.2. Respuesta

El primer factor que se debe considerar en el análisis de las respuestas a los cuestionarios es que es necesario determinar si los datos recibidos representan una muestra representativa de los pasajeros a bordo.

El porcentaje de respuestas a cuestionarios de pasajeros varía considerablemente de un accidente a otro. La media de ese porcentaje suele estar entre el 10% y el 15%. Porcentajes de respuesta por encima del 40% son poco frecuentes.

El cuestionario de este accidente fue respondido por un 31% de pasajeros (43 respuestas de 140 enviados).

Las respuestas representaban:

- 52% de los asientos de la sección delantera de la cabina (11 de 21).
- 23% de los asientos de la sección media (21 de 90).
- 30% de los asientos de la sección trasera (11 de 36).

¹ Investigadores de la Universidad de Greenwich en el Reino Unido realizaron una amplia extracción de datos y un proyecto de aplicación para obtener la base de datos de Aircraft Accident Statistics and Knowledge (AASK) para desarrollar airEXODUS. AirEXODUS es un programa informático desarrollado en la Universidad de Greenwich que simula la evacuación de pasajeros de un avión.

El 60% de las respuestas se recibieron de España y el 23% de los Países Bajos. Las restantes respuestas llegaron de Canadá (2), Rumanía (1), Reino Unido (2) y Noruega (1). Del relativamente alto número de pasajeros residentes en Japón (14) se recibió una respuesta.

Se llegó a la conclusión de que esto representaba una muestra equilibrada de la cabina. Debido a la dispersión de los pasajeros que contestaron y el alto porcentaje, se consideró posible realizar un análisis y extraer conclusiones utilizando los datos recibidos. Pese a ello, algunos de los pasajeros que no enviaron el cuestionario completado podrían haber tenido un comportamiento que tuvo influencia apreciable en la evacuación.

Los datos de otros 6 pasajeros se obtuvieron a través de informes de otros que fueron testigos de su comportamiento. Los datos obtenidos a través de informaciones preparadas por la policía se utilizaron sólo para cálculos de Eficiencia de Evacuación (EE) y evaluación de daños personales.

2. DEMOGRAFÍA DE LOS PASAJEROS

2.1. Edad

La edad iba de menos de 2 años, 4 y 5 años hasta 71 años. La edad media era de 41 años.

2.2. Altura

La altura de los pasajeros iba de 153 cm a 198 cm (excluyendo a los bebés y niños). La altura media era de 176 cm.

2.3. Peso

El peso de los pasajeros iba de 49 kg a 115 kg (excluyendo a los bebés y a los niños). El peso medio era 78 kg.

2.4. Experiencia de vuelo

La experiencia de vuelo de los encuestados iba de «una vez al año» a «varios» vuelos al año. La mayoría se consideraba a sí mismos como «frecuente viajero en avión». Algunos indicaron que realizaban al menos entre 10 y 40 vuelos al año.

2.5. Idiomas hablados

La gran mayoría de los encuestados indicaron que tenían suficiente conocimiento de alguno de los idiomas en los que estaba confeccionado el cuestionario: inglés, holandés y español.

2.6. Pre-embarque

Ninguno de los pasajeros que respondieron fue pre-embarcado (es decir, pasajeros que necesitan asistencia para subir a bordo y pasajeros con niños pequeños). Sólo había unos pocos niños y personas mayores a bordo, y no había ningún discapacitado. Ningún pasajero respondió que su posible discapacidad (física) hubiera impedido su salida del avión durante la evacuación.

2.7. Peso del equipaje de mano

De acuerdo a las declaraciones, el peso del equipaje de mano llevado a bordo de la cabina variaba de 1 kg a 15 kg.

2.8. Asientos ocupados

El cuestionario preguntaba por el número de asiento de cada pasajero. Casi todos los pasajeros proporcionaron una respuesta a ese número. Algunos recordaban su número exacto sin dudarlo, y otros no estaban seguros y ponían una interrogación sobre el plano de la cabina proporcionado en el cuestionario. Todos los datos de asientos fueron verificados con el manifiesto de embarque de pasajeros.

Ocho encuestados indicaron un número diferente de asiento que el reflejado en el manifiesto del avión, la mayoría con 1 o 2 filas de diferencia máxima. En dos casos, sin embargo, la diferencia era de 4 filas de asientos. No se pudo determinar con exactitud cuál era la localización real de esos dos pasajeros en el momento del suceso. Pese a ello, teniendo en cuenta otras informaciones que proporcionaron, se puede asumir con cierta seguridad que la posición que realmente ocupaban estaba en las proximidades de la que declararon.

2.9. Grupos

Según las declaraciones, los tamaños de los grupos variaban entre 1 (que representa a un pasajero viajando solo) y 9 personas en un único grupo.

Dieciocho encuestados indicaron que viajaban solos, 12 viajaban con una pareja (6 parejas en total), había dos grupos de 3, dos grupos de 4, un grupo de 5 y según informaciones había un grupo de 9 pasajeros (pero ninguno de ellos respondió al cuestionario).

La mayoría de los grupos era de «compañeros» (es decir, que no eran familiares). En este análisis el término compañero se refiere a dos o más pasajeros que viajan juntos porque son amigos, por trabajo o por otras razones sociales.

Algunos grupos estaban formados por familiares. Las familias deberían tratarse habitualmente como una unidad que permanece junta y evacúa el avión a la vez. Las estadísticas muestran que en evacuaciones reales en las que los lazos sociales son relevantes, pueden causar distorsiones que resultan en una evacuación ineficiente (fuente: AASK).

En este análisis, el término «familiar» no se subdivide en otras categorías como cónyuge, niño, etc., puesto que los encuestados no siempre se identificaron como miembros de una familia. Es por lo tanto imposible determinar con certeza que se haya podido obtener toda la información relativa al comportamiento representativo de grupos familiares.

3. INSTRUCCIONES DE SEGURIDAD PRE-VUELO A LOS PASAJEROS

3.1. Atención prestada por los pasajeros

A pesar de los esfuerzos y técnicas varias realizadas a través de los años para mejorar la atención del pasajero a las instrucciones de seguridad, un gran porcentaje de éstos continúa ignorando las instrucciones de seguridad realizadas antes del vuelo. Sin embargo, al menos el 74% de los pasajeros que respondieron (32 de 43 respuestas) indicaron que habían prestado atención a la sesión de instrucciones de seguridad (impartida por la tripulación de cabina de pie en el pasillo).

Los pasajeros que prestaron atención a todas o parte de las instrucciones tenían opiniones divididas en cuanto a la efectividad de esas instrucciones. Algunos indicaron que éstas no fueron de mucha ayuda para la evacuación; otros creían que sí, que habían servido de ayuda. Aquellos que pensaban que las instrucciones sirvieron indicaron que la sesión les había hecho ser más conscientes de la posición de las salidas y de la iluminación de emergencia.

Varios pasajeros informaron de que no habían seguido las instrucciones completas porque ya las habían visto en otros vuelos. Un pasajero indicó que estaba dormido durante la sesión.

3.2. Instrucciones a los pasajeros de las filas de las salidas sobre el ala

El Boeing 737-406 de KLM tiene dos salidas tipo III sobre el ala en cada lado del fuselaje, es decir, un total de cuatro. Este tipo de salidas es de «uso por los propios pasajeros» («self-help exits») y se espera que sean los propios pasajeros quienes las abran.

A los pasajeros que estén sentados en una fila de salida adyacente a las salidas sobre el ala se les puede pedir que ayuden en la evacuación. Mediante una orden de la tripulación o una valoración personal de peligro, estos pasajeros deben decidir si se puede utilizar su salida de forma segura y entonces abrir la trampilla de salida durante la evacuación. Estos pasajeros deben estar preparados para actuar rápidamente en una emergencia. Sin embargo, a diferencia de la tripulación, estos pasajeros no reciben entrenamiento formal sobre estas tareas.

Los párrafos JAR-OPS 1.260 y 1.280 requieren que se compruebe que los pasajeros de las butacas de las filas de salida son físicamente capaces de realizar esta tarea. La comprobación por sí misma no garantiza que los pasajeros hayan leído la tarjeta de las instrucciones de seguridad o que entiendan cómo abrir las salidas sobre el ala de tipo III después de leer la tarjeta de instrucciones. La forma en que se abre la salida y lo que se hace después con la trampilla no es obvia para los pasajeros ni está claramente representada de forma gráfica. Por lo tanto se les preguntó a los pasajeros sobre la facilidad de apertura de esas salidas.

Según los procedimientos de seguridad presentados en el «Flight Safety Manual» de KLM, los tripulantes de cabina que actúan en un Boeing 737 deben instruir individualmente a los pasajeros en las tareas de las filas de salida antes del despegue. Las respuestas de los cuestionarios indican que los pasajeros que estaban sentados en las proximidades de las cuatro salidas sobre el ala de tipo III habían sido detalladamente aleccionados por un tripulante de cabina antes del despegue de AMS. El lenguaje usado fue el inglés.

Los pasajeros declararon que esta información personal les ayudó a comprender las tareas que se les pedía realizar, aunque según nuestras fuentes hubo un ligero problema con el lenguaje, en particular para unos pocos pasajeros españoles. A pesar del problema de comunicación los pasajeros afectados estaban convencidos de que el aleccionamiento había sido muy útil y por lo tanto fue muy apreciado. Algunos pasajeros comentaron que había sido la primera vez que alguien les había explicado cómo abrir una puerta de emergencia.

Cinco pasajeros declararon que habían abierto una salida sobre el ala durante la evacuación de emergencia. Dos pasajeros abrieron la salida O1R. Otro encuestado declaró que una pasajera había sido incapaz de abrir su salida y finalmente dejó que la abriera otro ocupante. Un pasajero dijo que tuvo que aplicar «tres tirones firmes» para abrir la salida. Las otras salidas sobre el ala fueron abiertas fácilmente y sin dificultad.

3.3. Tarjeta de seguridad a bordo («Safety On Board», SOB)

La mayoría de los encuestados dijeron que no habían leído la tarjeta SOB en este vuelo porque ya la habían leído antes (muchas veces) en otros vuelos.

Sólo el 23% (10 pasajeros de 43) declararon que habían prestado (alguna) atención a la tarjeta de seguridad a bordo. Algunos indicaron que las tarjetas SOB habían sido útiles en la evacuación. El principal beneficio de la tarjeta era la identificación de la posición de las salidas.

4. EL SUCESO

4.1. Posición de protección de cabeza

Puesto que el suceso fue completamente inesperado ningún pasajero adoptó la posición de protección de la cabeza que estaba dibujada en las tarjetas SOB. Muchos se agarraron a los reposabrazos o a los respaldos de los asientos que tenían delante, mientras intentaban proteger sus cabezas. Algunos indicaron que habían golpeado con la cabeza los paneles laterales de la cabina y las bandejas para comida durante la secuencia de impactos.

4.2. Cinturones de seguridad

Todos los encuestados declararon que sus cinturones de seguridad funcionaron como estaba previsto y que no tuvieron ningún problema para soltarlos después.

Sin embargo, un varón de 69 años que al parecer estaba sentado en el asiento 9B (en el manifiesto de pasaje constaba que iba en el asiento 7A) declaró que su cinturón de seguridad se desabrochó antes de que el avión se detuviera. Cayó al piso de la cabina pero no sufrió heridas. Este pasajero no tenía explicación lógica para este hecho, aunque sugirió que él mismo pudo haber abierto el cinturón.

4.3. Humo y polvo

Muchos encuestados específicamente realizaron comentarios de que tras el suceso vieron dentro de la cabina de pasajeros humo, vapores, polvo o nubes de arena. Aparentemente esos testigos estaban sentados por toda la cabina. Algunos pasajeros notaron un «mal olor» de origen eléctrico. Inicialmente el humo y los vapores causó algo de pánico. En la investigación la fuente de esas «nubes» quedó indeterminada.

4.4. Daños a la cabina

Algunos pasajeros declararon que inmediatamente después de que el avión se detuviera por completo la cabina no quedó totalmente a oscuras. Sin embargo, otros dijeron que la oscuridad era total. Algunos citaron que vieron partes encendidas de la iluminación de emergencia. Muchos vieron que los maleteros superiores se abrían y caía equipaje.

También se abrieron en algunos sitios los paneles de techo y las tapas de las unidades de servicio a los pasajeros y las máscaras de oxígeno quedaron colgando. Durante la evacuación un pasajero quedó enredado en los tubos de las mascararas de oxígeno que colgaban del techo y tuvo que ser liberado por otro pasajero.

4.5. Actuación de la tripulación de cabina

La diferencia entre una evacuación con éxito o sin él puede ser una cuestión de minutos o segundos. Por lo tanto, deben existir procedimientos claros y precisos y estar inmediatamente disponibles para asistir a la tripulación. La velocidad a la que los pasajeros evacúan es por lo tanto altamente dependiente de las acciones de los tripulantes de cabina. Una vez se ha tomado la decisión de evacuar la aeronave, la tripulación de cabina tiene que decidir qué salidas usar.

Tras oír la orden del comandante de evacuar, los tripulantes de cabina gritaron las instrucciones estandarizadas para que se evacuara la aeronave e iniciaron sus procedimientos de evacuación.

4.6. Comienzo de la evacuación

Varios pasajeros declararon que oyeron un orden similar a «EVACUATE, EVACUATE» («EVACUAR, EVACUAR») a través del sistema de megafonía para avisos al pasaje. Esta orden la dio el comandante. Los tripulantes de cabina entonces gritaron la orden «EMERGENCY-OPEN SEAT BELT-EVACUATE».

La rapidez es la razón primaria para gritar órdenes. Algunos pasajeros creyeron notar en esos gritos una evidencia de tensión o «pánico» de la tripulación de cabina.

Ninguno de los encuestados podía recordar la frase exacta en inglés que gritó la tripulación. Algunos pasajeros cuya lengua materna era el español comentaron que no entendieron las órdenes dadas por los tripulantes de cabina ni dentro ni fuera del avión.

Varios pasajeros sentados en las proximidades de las salidas de emergencia sobre el ala declararon que ellos no oyeron ninguna orden del comandante. Durante todo el proceso de evacuación, varios pasajeros situados más allá de la mitad de la cabina fueron incapaces de oír ninguna instrucción posterior dada por la tripulación de cabina.

El éxito de la evacuación se atribuyó en parte al hecho de que casi todos los pasajeros permanecieron en calma y actuaron con disciplina. Los pasajeros declararon que la situación podía haber sido muy diferente si hubiera habido humo y/o fuego.

4.7. Recogida del equipaje de mano

Los intentos de los pasajeros de evacuar una aeronave con su equipaje de mano continúa planteando un problema a los tripulantes de cabina y constituye un grave riesgo para lograr la evacuación con éxito de un avión. Las encuestas mencionaron frecuentemente que había pasajeros que salían con su equipaje de mano y obstruían la evacuación. Se considera que este problema debería ser afrontado y se deberían desarrollar métodos para minimizar los problemas asociados con el equipaje de mano durante las evacuaciones.

Las empresas de transporte aéreo usan varios métodos para dar instrucciones a los pasajeros para que no cojan sus pertenencias durante una evacuación. Un método es la tarjeta de instrucciones de seguridad. La tarjeta SOB («Safety On Board») utilizada en el vuelo del accidente no indicaba que el equipaje de mano no debería cogerse durante una evacuación. El único símbolo usado en la tarjeta aplicable era un zapato en el centro de un círculo con una barra en diagonal, indicando que había que quitarse los zapatos de tacón alto para saltar por la rampa.

Otro método es la orden de los tripulantes de cabina «LEAVE EVERYTHING» («DEJAR TODO») durante la evacuación. Todos los tripulantes de cabina indicaron que ordenaron a los pasajeros dejar cualquier cosa atrás. Para esto se utilizaron órdenes no estandarizadas como «NO LUGGAGE, LEAVE EVERYTHING» («EQUIPAJE NO, DEJEN TODO»). Los procedimientos de KLM no proporcionaban ninguna orden de ese tipo. A pesar de sus esfuerzos, un gran número de pasajeros cogieron sus pertenencias. Los pasajeros continuaron, sin prisas, recuperando sus pertenencias y preparándose para abandonar el avión.

Todos los tripulantes de cabina informaron que sus intentos se vieron frustrados por la insistencia de los pasajeros por recuperar su equipaje antes de la evacuación.

Once encuestados declararon que habían llevado al menos un bulto de equipaje durante la evacuación. Veinticinco encuestados dijeron que no llevaban nada. Otros 11 encuestados no proporcionaron información a este respecto.

Los pasajeros declararon que la razón principal por la que cogieron sus bolsas fue la documentación, los pasaportes, los billetes de pasaje, el dinero, la cartera o las tarjetas de crédito. Otras razones incluían objetos de trabajo, llaves y medicinas. Algunos pasajeros dijeron que el coger su equipaje de mano les había permitido tener muchos menos inconvenientes posteriormente en el edificio terminal de Barcelona, ya que tenían consigo su documentación como el pasaporte, etc.

Aunque no todos intenten coger y llevar el equipaje de mano durante una evacuación, todo el pasaje en el avión podría quedar potencialmente afectado por esos intentos. Varios pasajeros que no cogieron el equipaje dijeron que habían tenido que esperar a un varón que intentaba manejar una gran bolsa a lo largo del pasillo.

Ninguno de los pasajeros ni de los tripulantes de cabina informó de discusiones entre pasajeros y tripulantes de cabina en relación con el equipaje de mano.

4.8. Asientos de la tripulación

Para los tripulantes de cabina había un asiento doble plegable mirando hacia adelante en la puerta delantera de entrada (1L), un asiento doble plegable mirando hacia atrás en la puerta de entrada trasera (2L) y un único asiento plegable mirando hacia atrás en la puerta de servicio trasera (2R).

4.9. Otros aspectos

Durante el recorrido del avión fuera de la pista, dos pasajeros (que eran matrimonio) sentados en la fila 25 notaron que estaban siendo empujados hacia delante por el respaldo de sus asientos. Ambos pasajeros también observaron chispas de origen indeterminado.

5. ANÁLISIS DEL USO DE LAS SALIDAS

Se obtuvieron datos de uso de salidas de 50 pasajeros:

Número	Salida de emergencia	«X» Número de pasajeros que con certeza las usaron	«X»/50 porcentaje de pasajeros
1L	Puerta de entrada delantera	15	30%
2L	Puerta de entrada trasera	18	36%
1R	Puerta de servicio delantera	ninguno	0%
2R	Puerta de servicio trasera	ninguno	0%
O1L	Ventanilla delantera izquierda sobre el ala	8	16%
O2L	Ventanilla trasera izquierda sobre el ala	ninguno	0%
O1R	Ventanilla delantera derecha sobre el ala	6	12%
O2R	Ventanilla trasera derecha sobre el ala	3	6%

6. EFICIENCIA DE EVACUACIÓN

Hay muchos modos de definir la eficiencia de una evacuación, por ejemplo: tiempo requerido para evacuar, número de personas heridas o fallecidas durante la evacuación, distancia media recorrida por los pasajeros, cadencia de flujo de salida alcanzada, distribución de pasajeros entre las salidas disponibles, etc.

En el siguiente análisis la eficiencia de la evacuación se determina por la distancia media recorrida por los pasajeros. Se asume que cuanto más corta sea la distancia recorrida por los pasajeros, más eficiente será la evacuación (fuente: AASK).

6.1. Filas de butacas

Los cálculos de distancia están basados en el número de filas de butacas entre la ubicación de las butacas de pasajeros y la salida utilizada. Todas las distancias se calculan en términos de filas de butacas para cada pasajero y haciendo la media sobre el número de pasajeros implicados. El número de filas de butacas se calcula sobre el eje del pasillo de la cabina hacia la salida de emergencia más cercana, sin tener en cuenta el mobiliario de cabina como cocinas, aseos, armarios que haya entre medias.

No se estableció diferencia entre los pasajeros de las butacas de pasillo y butacas interiores. Las estadísticas muestran que estar sentado en el lado del pasillo proporciona ligeramente una mayor probabilidad de supervivencia que no estar sentado en esa zona (fuente: AASK).

Ninguna de las dos salidas de la derecha a nivel del suelo se usó para la evacuación. No se estableció diferencia entre las salidas de emergencia del lado derecho e izquierdo, ya que el Boeing 737-406 es una aeronave de un solo pasillo (es decir, de «fuselaje estrecho»).

6.2. ADT/TSD

La relación entre la distancia real recorrida (ADT) y la distancia teórica más corta (TSD) es una medida de la distancia adicional del trayecto realizado por los pasajeros debido a una elección de la salida menos óptima. Aquí se define la eficiencia de evacuación (EE) como $TSD/ADT \times 100\%$. Una EE de 100% indica que cada pasajero usó la salida viable más cercana.

Para que sea completamente representativo, el cálculo de distancias usado para determinar el ADT/TSD debe estar basado en una muestra que incluya un número significativo de pasajeros a bordo, lo cual era el caso en este vuelo en el cual iban ocupadas 139 butacas de las 147 disponibles.

Las declaraciones de los pasajeros en los cuestionarios también proporcionaron información sobre la facilidad de acceso a las salidas y sobre los objetos del interior que obstaculizaron ese acceso.

Para el cálculo de la EE se utilizó la distribución de asientos declarado por los pasajeros, no la del manifiesto de carga.

6.3. TSD

La distancia teórica más corta se calcula asumiendo que todos los pasajeros usan la salida más próxima.

La TSD se refiere a la distancia desde la posición inicial del pasajero (fila de butacas) hasta la salida «disponible y viable» más próxima, sin tener en cuenta si está al lado derecho o izquierdo y no afectada por daños importantes, fallo de rampa, fuego, humo, restos de piezas, etc.

En la configuración de cabina aplicable a este caso, los pasajeros estaban situados a una distancia media de 6,25 filas de asientos desde su salida de emergencia más cercana, independientemente de si esa salida era viable o no.

6.4. ADT

La distancia real recorrida representa la distancia media real recorrida por cada pasajero.

El número de salidas disponible para los pasajeros normalmente tendrá influencia en la distancia recorrida, que depende de la configuración del avión y de los detalles del accidente. Otros factores como presencia de humo y fuego que no influyeron en este accidente no han sido tenidos en cuenta en este análisis.

6.5. EE

El análisis muestra que una abrumadora mayoría de pasajeros (el 86% o 42 de 49 encuestas) tuvieron una EE del 100%. La EE media para toda la cabina de pasajeros fue 96%.

EE por sección:

- Sección delantera: 10 de 11: 90%
- Sección media: 16 de 21: 76%
- Sección trasera: 14 de 14: 100%

La EE más baja fue del 11% para un pasajero varón que recorrió 9 filas de butacas cuando su butaca estaba sólo a 1 fila frente a las salidas sobre el ala. De sus declaraciones se deduce que debía no ser consciente que esa salida sobre el ala cercana a su posición.

Los resultados de la investigación confirman la observación hecha por el AASK: la mayoría de los supervivientes utilizan la salida disponible más cercana o tienen una buena razón para no hacerlo. Si embargo, hay que ser conscientes que una puntuación del 100% de EE no significa necesariamente que el pasajero eligió la evacuación más rápida posible.

Los pasajeros próximos a las salidas sobre el ala permanecieron en cola para usarlas. Algunos declararon que miraron alrededor para ver si había una salida alternativa disponible. El 24% de ellos eligió deliberadamente ir a otra salida viable. Por ello esos pasajeros obtuvieron una puntuación EE inferior al 100%.

7. TESTIMONIOS SOBRE LA EVACUACIÓN

7.1. Observaciones de los pasajeros

La mayoría de los pasajeros indicaron que durante la evacuación no hubo pánico. Algunos encuestados calificaron la evacuación como «civilizada». Fuera del avión, algunos pasajeros que salieron por la puerta delantera de pasajeros cayeron al canal.

Algunos pasajeros sentados cerca de las salidas de emergencia sobre el ala indicaron que recibieron ayuda de un pasajero varón de unos 50 años de edad. Esta persona había ayudado mucho a calmarlos y realizar la evacuación, tanto desde dentro como desde fuera del avión. Esta persona (al parecer un piloto de una línea aérea española) utilizó tanto el idioma español como el inglés en sus instrucciones.

Los pasajeros sentados en la sección media de la cabina de pasajeros pensaron que era extraño que la tripulación no les ayudara a utilizar las salidas sobre el ala. Su percepción era que les habían dejado abandonados. Esto se explica por el hecho de que ningún tripulante de cabina se sienta cerca de esas salidas sobre el ala.

El pasajero de la butaca 11A abrió la salida sobre el ala delantera izquierda y entonces vio que las rampas de evacuación se estaban inflando. La pasajera de la butaca 12F abrió la salida sobre el ala trasera derecha, salió y cuando estaba en pie sobre el ala vio inflarse la rampa.

La mayoría de los pasajeros se reunió en grupos a entre 30 y 100 m de distancia del avión. Algunos pasajeros fueron vistos en la pista y fueron llamados por otros pasajeros. Algunos pasajeros eran conscientes del peligro de ser atropellados por vehículos de

rescate o por aviones que aterrizaran. Algunos pasajeros estaban fumando cigarrillos o intentaban hacerlo pero fueron disuadidos por otros mientras que algunos pasajeros tomaron fotografías o vídeo. Muchos encuestados se dieron cuenta de que todavía había peligro tras la evacuación. Los bomberos les gritaron que se alejaran, diciendo textualmente: «...porque esto puede explotar...».

Una vez fuera diversos pasajeros quedaron conmocionados e incrédulos, asombrados y confusos. Algunos tenían mucho frío porque se habían mojado al caer al canal. A otros les entró pánico, básicamente porque no entendían las instrucciones en inglés proporcionadas por la tripulación hasta que algunas personas les empezaron a traducir las instrucciones. Varios pasajeros expresaron su fortuna por haber sobrevivido al accidente.

La estimación de los pasajeros sobre la duración de la evacuación variaba. Más de la mitad pensaba que la evacuación llevó menos de un minuto, y otros muchos creían que llevó entre 1 y 2 minutos. La estimación más alta fue «menos de 5 minutos».

7.2. Ropas

La pasajera de la butaca 3F proporcionó comentarios sobre la idoneidad de su ropa y calzado durante la evacuación. Puesto que resbaló hasta caer al agua, su abrigo se mojó, lo que obstaculizó sus intentos de salir del canal. Casi todos los demás encuestados dijeron que sus ropas y calzado habían sido adecuados para la evacuación.

7.3. Comportamiento competitivo

El equipo de investigación preguntó a los pasajeros sobre el posible comportamiento competitivo que hubieran podido tener durante la evacuación. La experiencia muestra que la severidad de un suceso no es necesariamente indicativo que comportamientos competitivos o de falta de cooperación. Esos comportamientos podrían ser definidos como empujar, subir por encima de asientos o roces entre pasajeros.

Ninguno indicó que hubiera pasado por encima de los respaldos de las butacas o que hubiera visto a alguien hacerlo. Tampoco se informó sobre empujones o de haber visto a pasajeros que hubieran tenido disputas importantes con otros (salvo por el hecho que a un pasajero le llevó demasiado tiempo coger una gran bolsa del maletero de techo).

7.4. Heridas y el modo en el que se produjeron

Cinco mujeres y cuatro varones informaron de las heridas que habían sufrido durante sus evacuaciones. Estas heridas variaban en importancia. Cinco de ellos fueron llevados al hospital por un breve período para su examen médico y tratamiento (pasajeros de los

asientos 4C, 11B , 12F, 18B y 26D). Una de esas pasajeras sufrió un traumatismo cervical. Salió por una de las salidas encima del ala y cayó sobre su espalda cuando saltó del ala.

Una pasajera que había trabajado como tripulante de cabina declaró que se había quitado deliberadamente sus zapatos antes de saltar a la rampa. Como resultado sufrió pequeños cortes en los dedos. Hubo informaciones de que al menos otros tres pasajeros sufrieron cortes en sus pies descalzos.

Algunos pasajeros declararon haber sufrido erosiones y golpes durante el impacto. No se realizó ningún intento de confirmar las evaluaciones de heridas realizadas por cada pasajero en su cuestionario. No parecía existir relación entre la edad o género de cada pasajero y las heridas sufridas.

7.5. Mal funcionamiento de la rampa

La rampa hinchable en la salida 1R (puerta de servicio delantera) no se infló correctamente. Ningún pasajero intentó usarla. La relativamente alta incidencia de problemas asociadas con este tipo de rampa de evacuación es preocupante y está bajo evaluación.

7.6. Rescate

La mayoría de los encuestados pensaron que el rescate llegó «en 5 minutos». Algunos declararon que la ayuda llegó al cabo de 10 o 15 minutos.

7.7. Varios

El cuestionario no contenía preguntas sobre si los pasajeros habían tenido que evacuar un avión en alguna otra ocasión. Ningún pasajero mencionó una experiencia similar, excepto en el caso de las dos personas que habían trabajado con anterioridad como tripulantes de cabina que lo habían practicado durante los entrenamientos correspondientes.

El primer pasajero que respondió por correo electrónico envió dos fotografías digitales realizadas poco después de haber salido del avión. Una foto fue muy útil durante la investigación técnica porque mostraba iluminada la luz de emergencia sobre el ala.

Unos pocos pasajeros comentaron que quedaron preocupados por la posibilidad de perder sus conexiones con otros vuelos porque la policía no les dejaba abandonar la sala de llegadas o simplemente porque no tenían su documentación o equipaje.

8. TRIPULACIÓN DE CABINA

8.1. Tripulación de cabina mínima requerida

La tripulación de cabina mínima requerida («minimum required cabin crew», ReqCC) se establece según la JAR-OPS 1.990 (b)(2). Para esta norma se aplican las Hojas de Datos del Certificado de Tipo («Type Certificate Data Sheet») número A16WE a los Boeing 737.

Con una MAPSC² de 147 butacas de pasajeros el ReqCC está determinado como 4 tripulantes de cabina cualificados. En el momento del accidente había justo 4 tripulantes de cabina cualificados a bordo, con lo cual se cumplía la normativa.

8.2. Actuaciones de la tripulación de cabina

La sensación general de la mayoría de los encuestados fue que la tripulación estaba bien entrenada y era competente en sus tareas. Aparentemente sus acciones se habían realizado con calma y de un modo profesional.

Unos pocos pasajeros comentaron que la tripulación había estado nerviosa, y algunos describieron su comportamiento como «con pánico». En especial los pasajeros de la sección media se quejaron que no habían visto a ningún miembro de la tripulación durante la evacuación.

8.3. Número de tripulantes de cabina

La relación entre tripulación y pasajeros que es necesaria para una operación segura es una cuestión compleja que involucra varios factores.

Desde el punto de vista de la seguridad es conveniente mantener una relación pasajero/tripulante que fuera tan baja como sea práctico para el caso de un accidente grave. La actuación y el número de los miembros de tripulación de cabina puede influir de forma significativa en los periodos de evacuación y en el comportamiento de los pasajeros.

Se asume que la tripulación juega un papel vital en la gestión de la evacuación de los pasajeros. Este papel incluye el guiar a los pasajeros hacia sus salidas así como acelerar su paso por las salidas. Cuanto más (mejor preparada y activa) tripulación esté dis-

² JAR 26.2 «Configuración de asientos de pasajeros máxima aprobada», «Maximum Approved Passenger Seating Configuration» (MAPSC): La capacidad de asientos máxima de un avión, excluyendo los asientos de los pilotos o de la cabina de vuelo y los de los tripulantes de cabina según sea aplicable, usada por el operador, aprobada por la Autoridad y especificada en el Manual de Operaciones.

ponible para dirigir a los pasajeros, más probabilidad tendrán éstos de utilizar su salida óptima.

La base de datos de AASK muestra que, particularmente en aeronaves pequeñas de fuselaje estrecho, si la relación entre EE y el número de tripulantes de cabina puede ser generalizada, la pérdida de sólo un miembro de cabina puede tener graves implicaciones para la seguridad de los pasajeros³. Cuando hay un pequeño número de tripulantes disponibles para controlar la evacuación, los pasajeros tienden a no usar sus salidas óptimas y tienden a recorrer una distancia significativamente más larga de la necesaria para evacuar.

Durante las entrevistas los tripulantes de cabina indicaron que se vieron reforzados por su confianza y capacidad para resolver la situación porque no estaban solos. Aparece la duda de si sería posible para un solo tripulante de cabina el redirigir a los pasajeros desde una salida inutilizable y luego adelantarlos para llegar a tiempo de abrir otra salida.

Finalmente, también la presencia de humo o fuego puede jugar un papel papel importante en la selección de salidas por parte de los pasajeros. Esto habría sido especialmente relevante si se hubiera necesitado tiempo adicional para la evacuación, lo que podría haber comprometido las posibilidades de supervivencia de los pasajeros. Este no fue el caso en este accidente.

9. PROPORCIÓN ENTRE PASAJEROS Y TRIPULANTES DE CABINA

9.1. El número teórico máximo de pasajeros por tripulante

En este vuelo el número total de tripulantes de cabina era de 4.

Para un MAPSC de 147 asientos de pasajeros en este avión y los 4 tripulantes de cabina previstos, la proporción máxima teórica entre pasajeros y tripulantes era: 36,75 a 1.

Por todo el mundo los niveles de dotación de tripulantes generalmente aceptados varían entre 36:1 a 50:1 pasajeros por miembro de tripulación de cabina. El número de tripulantes adicionales programados depende del destino del vuelo, la duración de éste y el programa de servicio a bordo.

³ El AASK sugiere que para aviones de fuselaje ancho quizá la relación de eficiencia como se define más arriba pudiera ser inadecuada. Basándose en la definición de la eficiencia de evacuación, los análisis preliminares sugieren que para grandes aviones de fuselaje ancho, unos números mayores de tripulantes de cabina pueden conducir a disminución de la eficiencia de evacuación. Esto pudiera ser debido a que hubiera más pasajeros que fuesen redirigidos o se les hiciera pasar de largo en determinadas salidas, resultando en la práctica en desplazamientos de pasajeros más largos que la distancia mínima teórica.

9.2. El número real de pasajeros por tripulante

La tripulación de cabina operativa se define como aquellos tripulantes que resultaron ilesos o que sólo tuvieron heridas leves y por lo tanto fueron capaces de tomar parte activa en la gestión de la evacuación.

Durante toda la evacuación los 4 tripulantes de cabina permanecieron operativos. Por lo tanto, para los 140 pasajeros que había a bordo en el momento del accidente y los 4 tripulantes operativos, la proporción real fue de 35 a 1.

