

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

INFORME TÉCNICO A-002/2003

Accidente ocurrido
el 17 de enero de 2003,
a la aeronave
FOKKER 50,
matrícula PH-FZE,
en el Aeropuerto
de Melilla



MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-002/2003

**Accidente ocurrido el 17 de enero de 2003,
a la aeronave FOKKER 50, matrícula PH-FZE,
en el Aeropuerto de Melilla**



MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISION DE INVESTIGACION
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACION CIVIL

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 63
Fax: +34 91 463 55 35

E-mail: ciaiac@fomento.es
<http://www.fomento.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 de Málaga, crucero y aproximación a Melilla	1
1.1.2. Aterrizaje en el Aeropuerto de Melilla	2
1.1.3. Acciones tomadas después del choque de la aeronave	3
1.2. Lesiones de personas	4
1.3. Daños a la aeronave	4
1.4. Otros daños	5
1.5. Información personal	5
1.5.1. Piloto al mando	5
1.5.2. Copiloto	6
1.5.3. Observador de vuelo	6
1.6. Información de aeronave	7
1.6.1. Célula	7
1.6.2. Descripción del sistema de frenos	8
1.6.3. Descripción de la planta de potencia	10
1.6.4. Procedimientos normales, anormales y de emergencia relacionados con el sistema de frenos	18
1.6.5. Mantenimiento previo de la aeronave	20
1.6.6. Hoja de carga del avión	24
1.7. Información meteorológica	25
1.8. Ayudas para la navegación	26
1.9. Comunicaciones	26
1.10. Información de aeródromo	26
1.11. Registradores de vuelo	29
1.11.1. Registrador de voz en cabina	29
1.11.2. Registrador de datos de vuelo	34
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	41
1.12.1. Huellas sobre la pista y marcas sobre el terreno	41
1.12.2. Distribución de los restos	43
1.12.3. Situación de los controles e indicadores del avión	44
1.13. Información médica y patológica	45
1.14. Incendios	45
1.15. Aspectos de supervivencia	46
1.15.1. Daños a la cabina	46
1.15.2. Evacuación de la aeronave	48
1.16. Ensayos e investigación	49
1.16.1. Ensayo de los solenoides del ralentí de vuelo en el campo	49
1.16.2. Ensayo en banco de componentes de los sistemas de hélice, tren y frenos ...	49
1.16.3. Estimación de las actuaciones de la aeronave	56
1.17. Información sobre organización y gestión	57

1.17.1. Organización de Air Nostrum	557
1.17.2. Organización de Denim Air	57
1.18. Información adicional	60
1.18.1. Concepto de aproximación estabilizada	60
1.18.2. Requisitos de distancia de aterrizaje	62
1.18.3. Instrucciones proporcionadas por el operador para los aterrizajes en Melilla ..	63
1.18.4. Acciones de seguridad de mantenimiento llevadas a cabo por el operador del avión	63
1.18.5. Acciones de seguridad operacionales llevadas a cabo por el operador	64
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces	65
2. Análisis	67
2.1. General	67
2.2. Disfunciones de los sistemas del avión durante la carrera de aterrizaje	69
2.3. Aspectos operacionales	75
2.4. Aspectos de seguridad en cabina y supervivencia	82
3. Conclusión	85
3.1. Conclusiones	85
3.2. Causas	86
4. Recomendaciones sobre seguridad	87
Apéndices	89
Apéndice A. Diagrama de la trayectoria horizontal de la aeronave	91
Apéndice B. Diagrama de las huellas en tierra de la aeronave	95
Apéndice C. Fotos de las huellas en tierra de la aeronave	101
Apéndice D. Gráficos del DFDR	107

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
A	Amperio(s)
ABSC	«Aircraft Braking Systems Corporation»
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AFM	Manual de vuelo de la aeronave preparado por el fabricante
AGL	Sobre el nivel del suelo
AMM	Manual de mantenimiento de la aeronave
ANS	Air Nostrum
AOM	Manual de operaciones de la aeronave preparado por el fabricante
ASI	Anemómetro
ATC	Control del tráfico aéreo
ATPL	Piloto de transporte de líneas aéreas
CAP	Panel central anunciador
CB	Corta-circuitos («circuit breaker»)
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CLB	Ascenso («climb»)
CMM	Manual de mantenimiento del componente
CPL	Piloto comercial
CRM	Gestión de recursos de la tripulación («Crew Resource Management»)
CRZ	Crucero
CTL	Control
CVR	Registrador de voz en cabina
DFDR	Registrador digital de datos de vuelo
DME	Equipo radiotelemétrico («Distance Measuring Equipment»)
DSB	«Dutch Safety Board», organismo de los Países Bajos encargado de la investigación de accidentes de aviación civil a partir del 1-2-2005
DTSB	«Dutch Transport Safety Board», organismo de los Países Bajos encargado de la investigación de accidentes de aviación civil en la fecha del accidente
EEC	Control electrónico del motor («Electronic Engine Control»)
EMI	Interferencia electromagnética
ERP	«Engine Rating Panel»
FAR	Federal Aviation Regulations
FCOM	«Flight Crew Operating Manual»
FLX	Flexible
FLT	Vuelo («flight»)
ft	Pie(s)
GA	«Go-around»
GEML	Indicador de lugar OACI del Aeropuerto de Melilla
GRN	Terreno («ground»)
GPWS	Sistema de aviso de proximidad al terreno
hh:min:ss	Horas, minutos, segundos
HIL	Lista de diferidos («hold item list»)
hPa	Hectopascal
IAS	Velocidad indicada
in	Pulgada(s)
IPC	Catálogo ilustrado de piezas
JAR-OPS	Requisitos conjuntos de aviación-operaciones
KIAS	Nudos de velocidad indicada
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
LDA	Distancia de aterrizaje disponible
LDR	Longitud mínima de pista requerida para el aterrizaje
LEMG	Indicador de lugar OACI del Aeropuerto de Málaga
LH	Izquierdo
LIR	Hoja de inspección de peso («load inspection report»)
m	Metro(s)

Abreviaturas

MAC	Cuerda media aerodinámica
mb	Milibar
MEL	Identificador del VOR de Melilla
METAR	Informe meteorológico ordinario
MHz	Megahertzio(s)
min	Minuto(s)
MLG	Tren principal de aterrizaje
mph	Millas por hora
MSA	Altitud mínima de seguridad/sector
n.º	Número
NDB	Radiofaro no direccional
NLG	Tren de aterrizaje de morro
NM	Milla(s) náutica(s) o milla(s) marina(s)
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OM	Manual de operaciones preparado por el operador
P/N	Número de parte
PAPI	Indicador de trayectoria de aproximación de precisión
PF	Piloto a los mandos
PNF	Piloto no a los mandos
psig	Libras por pulgada cuadrada medidas
RH	Derecha
rpm	Revoluciones por minuto
s	Segundo(s)
S/N	Número de serie
SB	Boletín de servicio
SBF	Boletín de servicio de Fokker
SED	«Service Experience Digest»
SKID CTL	Control de antiskid
TAT	Temperatura total del aire
TO	Despegue
TWR	Torre de control del ATC
UTC	Tiempo universal coordinado
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF
Vref	Velocidad de referencia en el umbral. La velocidad durante la aproximación final a 50 ft de altura sobre la pista. Esta velocidad no es menor que 1,3 Vs (velocidad de pérdida)
Vs	Velocidad de pérdida en una configuración dada

Sinopsis

Operador:	Denim Air
Aeronave:	Fokker 50, PH-FZE
Fecha del accidente:	17-01-2003
Lugar del accidente:	Aeropuerto de Melilla
Personas a bordo:	5 tripulantes y 14 pasajeros
Tipo de operación:	Transporte aéreo comercial. Regular interior de pasajeros
Fecha de aprobación:	21 de diciembre de 2005

Resumen del accidente

El accidente fue notificado a la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (CIAIAC) el 17 de enero de 2003 sobre las 12:30 h local. Los investigadores de la CIAIAC viajaron al lugar del accidente el mismo día, inspeccionaron los restos y recuperaron los registradores de vuelo. Se notificó el accidente al «Dutch Transport Safety Board» (DTSB)¹ de los Países Bajos y participó en la investigación como Estado de Matrícula, del Operador y de Diseño de la aeronave. Expertos de Fokker Services B.V., Denim Air y Air Nostrum también proporcionaron asistencia durante la investigación.

El 17 de enero de 2003, la aeronave Fokker 50 matrícula PH-FZE, con 5 tripulantes y 14 pasajeros a bordo, aterrizó en la pista 15 del Aeropuerto de Melilla. Durante el aterrizaje, el piloto al mando notó que no podía meter el ralentí de tierra ni la reversa de las hélices, y que el avión no frenaba normalmente. La aeronave comenzó a desviarse a la izquierda del eje de la pista mientras ambos pilotos aplicaban frenos. Después de que se perforase por bloqueo y abrasión («flat spot») la rueda n.º 3, la desviación a la izquierda continuó hasta que el avión abandonó la superficie asfaltada de la pista y finalmente cayó por un terraplén de aproximadamente 15 m de altura situado al final de la pista 15.

El avión quedó destruido y el piloto al mando y otras nueve personas sufrieron heridas leves. No hubo incendio.

La investigación determinó que el accidente se produjo probablemente por una combinación de tres factores:

1. Una aproximación inestable que resultó en una toma a una velocidad mayor de lo normal.

¹ El 1 de febrero de 2005 el «Dutch Transport Safety Board» se convirtió en el «Dutch Safety Board» (DSB).

2. La imposibilidad de seleccionar la reversa de hélices debido al probable disparo del cortacircuitos «FLIGH IDLE SOLENOID 1 & 2» antes o durante la toma de tierra.
3. El cruzado de el cableado del arnés de los transductores de velocidad de las ruedas 3 y 4 que, debido a una fuerte frenada, produjo una perforación por abrasión localizada y el desinflado de la rueda n.º 3 y redujo la capacidad de frenada de la rueda n.º 4.

Diversas medidas de seguridad fueron tomadas por el fabricante y por el operador durante la investigación, y otras fueron recomendadas como resultado de las conclusiones de este informe.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

1.1.1. *Despegue de Málaga, crucero y aproximación a Melilla*

El 17 de enero de 2003 la tripulación de la aeronave Fokker 50, matrícula PH-FZE, número de vuelo ANS 8276, llegó a la oficina de la compañía Air Nostrum en el Aeropuerto de Málaga (LEMG) sobre las 9:30¹ h. La tripulación estaba compuesta por el piloto al mando, el copiloto y había otro piloto de la compañía que había obtenido recientemente su habilitación de tipo en Fokker 50 y que iba a actuar como un observador desde el transportín de la cabina de vuelo. También había dos tripulantes de cabina de pasajeros (TCP) como parte de la tripulación del avión. Embarcaron en la aeronave PH-FZE sobre las 9:45 h para realizar un vuelo regular de pasajeros con destino el Aeropuerto de Melilla (GEML), con una duración estimada de 45 min.

Había 14 pasajeros embarcando en el avión, que tenía suficiente combustible para el viaje Málaga-Melilla y vuelta, ya que no había servicios de repostaje de combustible en el Aeropuerto de Melilla.

Era el primer vuelo del día para la tripulación, pero no para el avión. El copiloto llevó a cabo la inspección prevuelo exterior del avión en compañía del piloto observador. El piloto al mando llevó a cabo los chequeos prevuelo en la cabina de vuelo. Se le había proporcionado el manifiesto de carga pero se dio cuenta de otros 300 kg de carga de último minuto se estaban cargando en el compartimiento de carga delantero. Por ello, ordenó a las dos tripulantes de cabina que sentaran a los pasajeros en la parte trasera de la cabina, a efectos de peso y centrado del avión. De ese modo, se indicó a los pasajeros que se sentaran hacia atrás de la fila n.º 7.

A las 10:13 h la tripulación contactó a Autorizaciones por radio y se le aprobó la puesta en marcha de motores.

El avión despegó a las 10:30 h y se le autorizó a proceder directamente a Melilla a nivel de vuelo (FL) 130. Entraron en contacto con la Torre de Control de Melilla a las 10:48 h, cuando el avión todavía estaba a nivel de vuelo 130. El piloto al mando actuaba como piloto a los mandos (PF) durante todo el vuelo. El copiloto llevaba las comunicaciones y actuaba como piloto no a los mandos (PNF). El tercer piloto actuaba como observador en el transportín y recibía descripciones generales de la operación y leía algunas listas de chequeo.

La torre les autorizó a descender a su discreción y les informó que la pista en uso era la 33.

¹ Todas las horas de este informe son UTC salvo que expresamente se indique lo contrario. Es necesario sumar 1 h para obtener la hora local.

A las 10:54:34 h otro vuelo de la misma compañía con distintivo ANS-8971 que se encontraba a 37 NM al norte del DME como número 2 en la aproximación, y que también había sido informado que la pista en uso era la 33, solicitó un cambio a la pista 15 y añadió «if no possible to the traffic it's no problem...» («si no es posible para el tráfico no hay problema...») en el sentido de que preferían la pista 15 pero no querían causar problemas al vuelo ANS-8276 que les precedía en la aproximación.

El controlador de tráfico aéreo (ATC) les advirtió que la aeronave PH-FZE iba a la pista 33 y que a menos que su tripulación aceptara el cambio de pista, el número 2 tendría que ir forzosamente a la 33.

El ATC preguntó a la tripulación del PH-FZE «would you admit to use one five or do you prefer to keep on runway three three?» («¿admitiría usted usar la uno cinco o prefiere mantenerse en la pista tres tres?»). La pregunta se repitió y a la tripulación del PH-FZE le llevó algún tiempo contestar: «We can accept runway one five» («Podemos aceptar la pista uno cinco») a las 10:56:25 h. Entonces fueron autorizados a la pista 15 con viento 250° 11 kt.

En esos momentos el avión PH-FZE estaba a 12 NM del campo en el radial 330° del VOR MEL y descendiendo a través de 6.000 ft (véase Figura 1 en el Apéndice A).

A las 11:00:13 h el avión fue autorizado a aterrizar con viento 240° y 12 kt variando entre 210° y 300°.

1.1.2. *Aterrizaje en el Aeropuerto de Melilla*

Debido al cambio de pista, el piloto al mando había decidido aterrizar con flaps 35° y una velocidad de referencia de 95 KIAS, y escribió a mano la modificación en la correspondiente tarjeta de aproximación que estaba usando a bordo.

El avión hizo varios «giros en S» para perder altitud ya que estaba un poco alto en la senda de aproximación.

El avión continuó con la aproximación y, de acuerdo a los datos del registrador digital de datos de vuelo (DFDR), cuando se encontraba a 51 ft de radioaltura la velocidad era 115 KIAS. A los 36 ft la velocidad era 119 KIAS y a 28 ft era 118 KIAS. En esos momentos, el avión todavía no había pasado sobre el umbral desplazado de la pista 15, que fue sobrevolado a aproximadamente 15 ft de altura.

Alrededor de las 11:00:37 h se grabó una señal de «modo tierra» en el DFDR por primera vez, con una velocidad entre 98 y 101 KIAS. El siguiente valor de este parámetro en el DFDR fue una señal de «modo aire» con 101 KIAS. Esta señal de «modo aire» se grabó continuamente durante otros 13 valores hasta que cambió a «tierra» en el

momento en el que el avión llevaba entre 86 y 82 KIAS, sobre las 11:00:45 h. La señal ya no cambió durante el resto de la carrera de aterrizaje sobre la pista.

Durante el aterrizaje, el piloto al mando se dio cuenta de que no podía seleccionar el ralentí de tierra ni por tanto la reversa de hélices, dijo «I have no reverse» («No tengo reversa») y aplicó frenos en un intento de detener el avión. Más tarde, el copiloto también accionó los frenos.

A lo largo de la carrera de aterrizaje, el avión no deceleró como cabría esperar en una situación de frenada normal. La rueda n.º 3 se desinfló debido a una perforación del neumático debida a su bloqueo.

El avión comenzó a desviarse hacia la izquierda de la pista hasta que la rueda n.º 1 abandonó la zona asfaltada a unos 150 m antes del final de la pista. Los frenos alternativos no se usaron en ningún momento.

Finalmente, las cuatro ruedas del tren principal se salieron de la zona asfaltada al final de la pista 15 y el avión cayó a un terraplén de unos 15 m de altura que había al final de la pista. Durante la primera parte de la trayectoria subsiguiente, la aeronave perdió contacto con el terreno y una nueva señal de «modo aire» quedó grabada en el DFDR alrededor de las 11:00:59 h, cuando llevaba una velocidad de entre 49.6 y 48.4 KIAS.

Después de que las dos patas del tren principal golpearan el suelo, el ala se desprendió del fuselaje. Más tarde, el ala giró alrededor de su eje longitudinal haciendo que los bujes de las hélices golpearan el suelo y se rompieran y desprendieran las doce palas.

Al final de este movimiento, el avión se detuvo apoyado contra la valla perimetral del aeropuerto, cerca de su carretera de acceso. El fuselaje se rompió por la zona de las filas de butacas números 6 a 8, y el piso quedó fuertemente deformado entre esas filas.

1.1.3. *Acciones tomadas después del choque de la aeronave*

Los testimonios recogidos indican que después de que el avión quedó detenido, el piloto al mando había quedado herido, y la tripulación quedó paralizada por unos momentos, hasta que el piloto observador dijo que los ocupantes deberían abandonar el avión inmediatamente y empezó a ejecutar la lista de chequeo de «emergencia en tierra». Tiró de ambas palancas de extinción de fuego en los motores e intentó cerrar ambas palancas de combustible, pero no pudo hacerlo. Entonces el comandante encendió las luces de emergencia.

Transcurridos unos momentos desde el accidente, y en ausencia de instrucciones desde la cabina de vuelo, la tripulante auxiliar sentada atrás indicó a los pasajeros, que esta-

ban todos sentados en la parte trasera de la cabina, que abandonaran el avión por la puerta 2R, que se abrió sin problemas.

La tripulante de cabina de la parte delantera y los tres pilotos salieron del avión por la puerta 1R, que presentó dificultades para abrirse. La puerta 1L no pudo abrirse, ya que la palanca exterior había quedado atrapada en la valla del aeropuerto. En ningún momento se intentó abrir la puerta 2L, que estaba plenamente operativa.

Los servicios de emergencia del aeropuerto llegaron cuando todos los ocupantes habían abandonado el avión, y los bomberos aplicaron polvo extintor a los motores. No hubo incendio.

Los ocupantes del avión fueron en un primer momento atendidos por los servicios médicos del aeropuerto. Algunos de ellos fueron trasladados al Hospital de Melilla, donde el piloto al mando y una pasajera permanecieron hospitalizados en observación. Fueron dados de alta antes de transcurridas 48 h.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Graves				
Leves	1	9	10	No aplicable
llesos	4	5	9	No aplicable
TOTAL	5	14	19	

1.3. Daños sufridos por la aeronave

El avión sufrió daños importantes en la parte superior del fuselaje, que se rompió debido al desplazamiento del ala cuando se desprendió de sus sujeciones, movió el techo y dejó una parte importante de la cabina de pasajeros al aire libre. La parte central del piso de la cabina quedó fuertemente dañada y deformada, causando el desprendimiento de varias butacas de sus raíles y los maleteros de esa parte central de la cabina cayeron sobre los asientos. Ambas hélices y el tren de morro de aterrizaje también quedaron muy dañados.

Aunque la cabina de vuelo y la parte trasera del fuselaje, incluyendo los estabilizadores, permanecían casi intactos, la destrucción de la parte central del fuselaje y el movimiento del ala hicieron que la célula se considerara inutilizada y el avión destruido.

1.4. Otros daños

La valla perimetral del aeropuerto quedó dañada en unos 40 m de longitud, y la pata izquierda del tren principal rompió una luz de borde de pista durante la carrera de aterrizaje.

Una caja de control del sistema anti-intrusión de la valla perimetral también quedó destruida.

1.5. Información sobre el personal

1.5.1. *Piloto al mando*

Sexo, edad:	Varón, 57 años
Nacionalidad:	Canadiense
Licencia:	— Piloto de transporte de línea aérea (canadiense y estadounidense) — JAA ATPL (A) (emitida por los Países Bajos)
Fecha de emisión de la licencia JAA:	31-03-1999
Fecha tope de validez de la licencia JAA:	18-06-2007
Habilitaciones:	DC-6, DC-3, F-27, FH227, B-25; piloto al mando de Fokker 50; habilitación instrumental (IR-ME(A)); habilitación de instructor (TRI(A))
Certificado médico de clase I:	Válido hasta 06-05-2003
Experiencia total de vuelo:	Aproximadamente 12.900 h
Horas en el tipo Fokker 50:	Aproximadamente 3.500 h, siempre como piloto al mando
Horas en las últimas 72 h:	5,4 h
Horas en los últimos 30 días:	30,4 h
Horas en los últimos 90 días:	136,5 h

Había empezado el último período de actividad el 17 de enero a las 9:35 h. Había tenido un descanso previo de 15:15 h.

El piloto al mando había completado un entrenamiento recurrente sobre gestión de recursos de la tripulación («crew resource management» o CRM) en Denim Air en junio de 2002.

1.5.2. Copiloto

Sexo, edad:	Varón, 31 años
Nacionalidad:	Países Bajos
Licencia:	Piloto comercial JAA-CPL (A) (emitida por los Países Bajos)
Fecha de emisión de la licencia:	30-08-2000
Fecha tope de validez de la licencia:	09-07-2003
Habilitaciones de tipo:	Habilitación instrumental (IR-ME(A)); copiloto en Fokker 50, desde el 13-1-2003
Certificado médico de clase I	Válido hasta 21-05-2003
Experiencia total de vuelo:	457 h
Horas en el tipo Fokker 50:	64 h (excluyendo 35 h de entrenamiento para habilitación de tipo en simulador)
Horas en las últimas 72 h:	5,4 h
Horas en los últimos 30 días:	30,4 h
Horas en los últimos 90 días:	136,5 h

Su último período de actividad había empezado el 17 de enero a las 9:35 h. Previamente había tenido 23:55 h de descanso.

El copiloto había volado a Melilla (aterrizando en la pista 33) tres veces antes; una como copiloto y otras dos como observador de vuelo. El 17-01-2003 estaba haciendo su primer aterrizaje en la pista 15.

El copiloto había completado un entrenamiento inicial sobre gestión de recursos de la tripulación («crew resource management» o CRM) en Denim Air en octubre de 2002. Los temas del curso incluían gestión de carga de trabajo, cansancio o fatiga, gestión de la vigilancia del estrés, tipos de personalidad, delegación y técnicas de comunicación efectiva.

1.5.3. Observador de vuelo

Sexo, edad:	Varón, 29 años
Nacionalidad:	Países Bajos
Licencia:	Piloto comercial (CPL (A))
Habilitación de tipo:	Copiloto de Fokker 50, desde el 18-12-2002

Certificado médico clase I:	Válido hasta 21-05-2003
Experiencia total de vuelo	250 h
Horas en el tipo Fokker 50:	1 h (más 35 h en simulador de vuelo)
Horas en las últimas 72 h:	5,5 h (como observador desde el transportín en F-50)
Horas en los últimos 30 días:	5,5 h (como observador desde el transportín en F-50)
Horas en los últimos 90 días:	5,5 h (como observador desde el transportín en F-50)

Su último período de actividad había empezado el 17 de enero a las 9:35 h. Previamente había tenido 23:55 h de descanso.

El observador de vuelo había hecho 6 vuelos como tal los dos días anteriores al accidente, incluyendo un aterrizaje en la pista 33 de Melilla.

Había completado un entrenamiento inicial sobre CRM en Denim Air en noviembre de 2002.

1.6. Información de aeronave

1.6.1. Célula

Fabricante:	Fokker Aircraft ²
Modelo:	F.27 Mk. 050 (Fokker 50)
Número de serie:	20182 («effectivity number» en el Manual de Mantenimiento o AMM: 008)
Matrícula:	PH-FZE
MTOW:	20.820 kg
Operador:	Denim Air
Año de fabricación	1990
Horas totales de vuelo:	22.534 h
Ciclos totales de vuelo:	25.803
Certificado de aeronavegabilidad:	Normal. Renovado el 24-12-2002. Válido hasta el 15-10-2003

² El fabricante original era Fokker Aircraft. Sin embargo, a fecha del accidente el titular del Certificado de Tipo era otra compañía llamada Fokker Services. En este informe, las referencias al «fabricante de la aeronave» deben entenderse referidas a Fokker Aircraft o a Fokker Services según sea aplicable.

Al avión PH-FZE se le habían instalado en la factoría del fabricante las siguientes modificaciones relacionadas con el bloqueo del ralenti de vuelo («flight idle stop»):

- 78220 «Introduction de modified spring assy. for flight idle lock solenoid»
- 78292 «Automatic flight idle stop. A change to the circuit breaker trip rate»
- 79607 «Automatic flight idle stop. Enlargement de clearances in the flight idle lock mechanism»
- 79070 «Introduction de new shaft/lever flight idle lock system»

El avión había sido exportado de España a los Países Bajos y con un cambio de matrícula de EC-HUB a PH-FZE en octubre de 2002.

1.6.2. Descripción del sistema de frenos

En la descripción del Manual de Operación del Avión («Aircraft Operating Manual») emitido por el fabricante, se indica que el sistema de frenos hidráulicos se acciona mecánicamente con los pedales de freno. El sistema de frenos está equipado con un sistema de control de deslizamiento (llamado «antiskid» en este informe) que modula la presión de frenos. También es posible operar los frenos en un modo alternativo que no tiene control de deslizamiento. Hay dos indicadores en la cabina de vuelo, uno para indicar la presión normal de frenos y otro para mostrar la presión del sistema alternativo.

1.6.2.1. Sistema de control de deslizamiento

Con el sistema de control de deslizamiento (sistema antiskid) operativo, la presión individual en cada rueda es continua y rápidamente modulada para garantizar que cada rueda tiene la máxima fuerza efectiva de frenada (de acuerdo a una ley preestablecida) sin que la rueda se bloquee. Esta compuesto por una caja de control de deslizamiento («skid control box»), sensores de velocidad de ruedas y válvulas de control de deslizamiento («skid control valves»).

La caja de control de deslizamiento recibe información de la señal tierra-aire, de si la corriente eléctrica está conectada o desconectada, y de la señal de deceleración de cada rueda (hay cuatro sensores de velocidad, uno por cada rueda del tren principal de aterrizaje) y, en caso necesario, envía una orden a la válvula de control de deslizamiento correspondiente para reducir la presión según se requiera.

Si una de las ruedas se decelera hasta el punto en el que pudiera bloquearse y reventar, la presión del freno correspondiente es liberada totalmente para permitir a la rueda incrementar su velocidad de giro. Esta característica se llama «protección contra rueda bloqueada» y está inactiva a la velocidad normal de rodaje. Sin embargo, este modo de funcionamiento libera toda la presión de los frenos en vuelo con el tren abajo (para

evitar aterrizajes con los frenos accionados) y durante un período de siete segundos después de la toma en caso de que las ruedas no empiecen a girar por cualquier motivo, por ejemplo por hidroplaneo. Cuando la velocidad de una rueda es superior a 30 kt, el control de deslizamiento está operativo sobre esa rueda.

Las señales de velocidad de las ruedas se agrupan en dos canales: exterior (ruedas 1 y 4) e interior (ruedas 2 y 3).

Hay una luz rotulada con «SKID CTL» en el Panel Central de Avisos (CAP) de la cabina de vuelo que se enciende cuando hay un fallo de control de deslizamiento. Los fallos también se muestran en la propia caja de control de deslizamiento mediante dos indicadores magnéticos que quedan mostrando los colores blanco y negro en el caso de fallo.

1.6.2.2. Sistema alternativo de frenos

El sistema alternativo de frenos (o frenos alternativos) se acciona mediante dos palancas situadas en el lado izquierdo de la cabina de vuelo, en lugar de mediante los pedales. Cada palanca mueve una válvula de deslizamiento alternativa que transmite toda la presión (sin ningún control de deslizamiento) a las ruedas de su lado. Por lo tanto, es posible realizar frenadas diferenciales (por separado en cada pata del tren principal). En el caso de un fallo hidráulico, un acumulador permite realizar un número limitado de intentos de frenada.

1.6.2.3. Problemas en servicio del sistema de control de deslizamiento

Hubo dos problemas en servicio en aeronaves tipo F50 que involucraban a la caja de control de deslizamiento y otros componentes del sistema de frenos.

El Boletín de Servicio (SB) SB F50-32-024 se emitió para reemplazar los cables que se dirigían a los sensores de velocidad de las ruedas por el interior de las patas del tren principal (en algunos casos los cables habían aparecido rotos). Sin embargo, durante la cumplimentación de este SB, en ocasiones los nuevos cables se instalaban «cruzados», es decir, el sensor de la rueda interior proporcionaba señal al canal exterior de la caja de control de deslizamiento y viceversa.

Para solucionar el problema Fokker emitió en junio de 1994 el SB F50-32-030, en el cual se proporcionaban instrucciones específicas para comprobar si los cables estaban cruzados después de cumplimentar el SB F50-32-024. Esas instrucciones se introdujeron en el AMM, y estaban en vigor en el momento del accidente de Melilla. Para realizar la comprobación se utilizaban las luces de «sensor» y «valve» de la caja de control de antiskid.

Al avión PH-FZE no se le habían cumplimentado ni el SB F50-32-024 ni el SB F50-32-030.

El AMM también cubría el problema del cruzado de cables en el arnés de cableado en la sección de detección de fallos («fault isolation», task 32-40-00-811-851-A). Se indicaba que las perforaciones por desgaste («flat spots») en un neumático o los reventones se podían producir por diversas causas. Una de ellas, que se podía identificar tras la realización de cuatro pasos de la carta de detección de fallos, era que «el cableado de del sensor de velocidad de ruedas esté instalado incorrectamente - el cableado exterior al sensor de velocidad de la rueda interior».

En mayo de 2003, después del accidente de Melilla, Fokker emitió el SB F50 32-038 para modificar la unidad de control de deslizamiento de ruedas («skid control unit») para dar solución a los reportes de comportamiento de frenos a pulsaciones y pérdida de frenada a bajas velocidades en el modo normal de frenada, que se demostró que se debía a la interferencia electromagnética (EMI) que el fallo de componentes de otros sistemas electrónicos inducía sobre el sensor de velocidad de rueda y/o sobre los «test inputs» del sistema. Este SB F50-32-38 fue después hecho obligatorio por la Directiva de Aeronavegabilidad 2003-091 de la Autoridad de los Países Bajos (CAA). Este boletín requiere, entre otras cosas, la modificación de la caja de control antiskid indicada en el SB F50-32-24.

En abril de 2004 se emitió un cambio al AMM para evitar la conexión cruzada de los cables de los sensores de velocidad de ruedas.

1.6.3. Descripción de la planta de potencia

El avión monta dos motores turbohélice Pratt & Whitney PW 125B unidos al ala con las correspondientes góndolas. Cada motor mueve una hélice de seis palas y velocidad constante. Las hélices son reversibles en cuanto a ángulo de paso para proporcionar empuje de reversa durante el aterrizaje o aborto de despegue.

Ambas plantas de potencia están controladas a través de una unidad electrónica de control que ajusta el flujo de combustible y calcula el par motor («torque») objetivo del motor dependiendo de la posición de la palanca de potencia y del modo motor seleccionado por el piloto, y por el control electrónico de hélice que gobierna la velocidad de la hélice.

El modo motor se selecciona en cabina en un panel llamado «engine rating panel» (ERP) que permite al piloto seleccionar entre despegue (TO, «takeoff»), motor y al aire (GA, «go-around»), despegue flexible (FLX, «flexible takeoff»), máximo continuo (MCT, «maximum continuous»), ascenso (CLB, «climb») y crucero (CRZ, «cruise»).

El modo GA también puede seleccionarse, sólo con el avión en vuelo, pulsando los botones de «motor y al aire» que hay en las palancas de potencia (véase la Figura 1.6.3.1). Este modo se selecciona automáticamente en la toma de tierra. Aproximadamente 16 s después de la toma, siempre y cuando el avión siga en tierra, el modo TO se selecciona automáticamente.

1.6.3.1. Control de la hélice

1.6.3.1.1. *General*

La velocidad de la hélice se controla automáticamente mediante la unidad de Control Electrónico de Hélice («Propeller Electronic Control») que gobierna el ángulo de paso de las palas. Dependiendo del modo motor seleccionado, la velocidad de la hélice se controla al 100% (para modos TO, FLX, MCT y GA) o al 85% (para los modos CLB y CRZ).

El ángulo de paso de la hélice en vuelo varía desde aproximadamente $+15^\circ$ (durante aproximación y aterrizaje) hasta $+45^\circ$.

Además de este rango de velocidad constante de la hélice, la palanca de potencia controla directamente el ángulo de paso por debajo de la posición de ralentí de vuelo (desde $+15^\circ$ hasta -17° , que corresponden a máxima reversa) en lo que se conoce como «rango beta». Este rango no debe ser usado en vuelo, porque de lo contrario se producirá una elevada resistencia que pondrá en peligro la controlabilidad del avión. El cuadrante de las palancas de potencia está marcado con posiciones para despegue, ralentí de vuelo, ralentí de tierra, y reversa.

En el modo beta de control, la velocidad mínima de giro de la hélice es del 80% cuando el modo de motor y al aire está seleccionado, o del 62,5% en el caso de selección de otros modos. En la posición de máxima reversa, la velocidad de la hélice es de aproximadamente el 95%.

El avión selecciona automáticamente el modo GA rating cuando se encuentra en tierra, y la velocidad de la hélice se sitúa por lo tanto al 80%. Tras 16 s, el sistema se conmuta automáticamente a modo TO, lo cual hace que la velocidad de la hélice caiga hasta el 62,5%. Durante la carrera de aterrizaje con el modo GA, podría aparecer un punto en el que el paso de las palas bajase hasta un punto en el cual el par motor ya no pudiera mantener la velocidad constante de la hélice, en cuyo caso la EEC («Electronic Engine Control») automáticamente incrementa el flujo de combustible y por lo tanto la temperatura entre turbinas (ITT), las rpm de la turbina y el par o torque.

Por lo tanto, es normal observar un incremento automático de esos parámetros de motor durante la carrera de aterrizaje.

Para mover las palancas de potencia por debajo de la ranura de ralentí de vuelo, el piloto debe levantar con su mano una pequeña palanca articulada o gatillo que se conoce como «selector de rango de tierra» y que también está en el pedestal de las palancas de potencia (véanse las Figuras 1.6.3.1 y 1.6.3.2).

Para evitar la selección inadvertida en vuelo de rangos de potencia por debajo del de ralentí de vuelo, hay un bloqueo mecánico que se mueve dentro o fuera cuando un

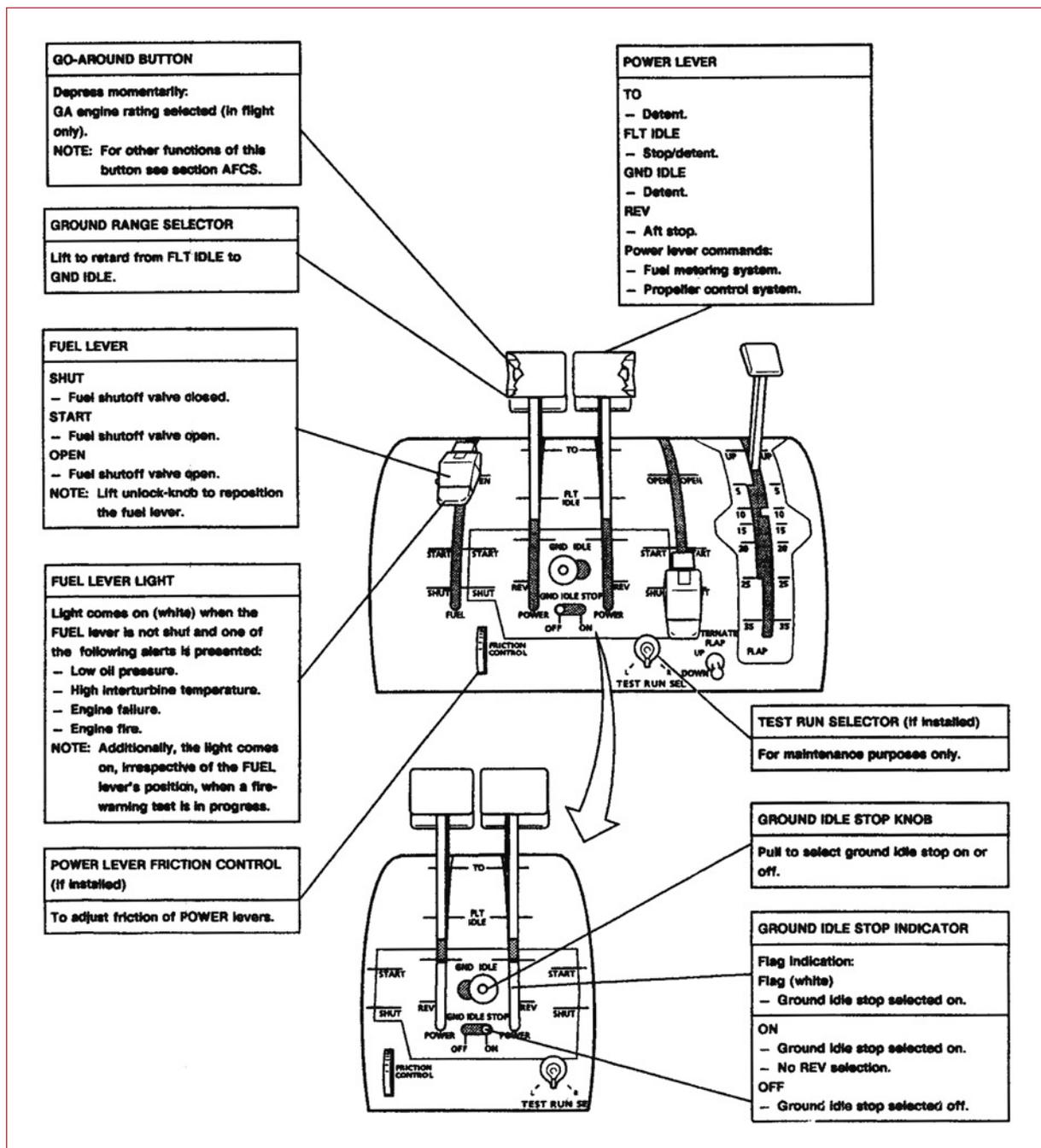


Figura 1.6.3.1. Cuadrante de las palancas de potencia (del manual de operaciones del avión preparado por Fokker)

solenoides es energizado o desenergizado, respectivamente. A menos que se cumplan determinadas condiciones (véase punto siguiente), la palanca de potencia correspondiente no puede moverse por debajo de la posición de ralentí de vuelo, incluso aunque el piloto levante el gatillo del «selector de rango de tierra». Salvo en el caso de un fallo, esto sólo es posible cuando el avión está en tierra y por lo tanto el solenoide está energizado y retrae el bloqueo automático del ralentí de tierra.

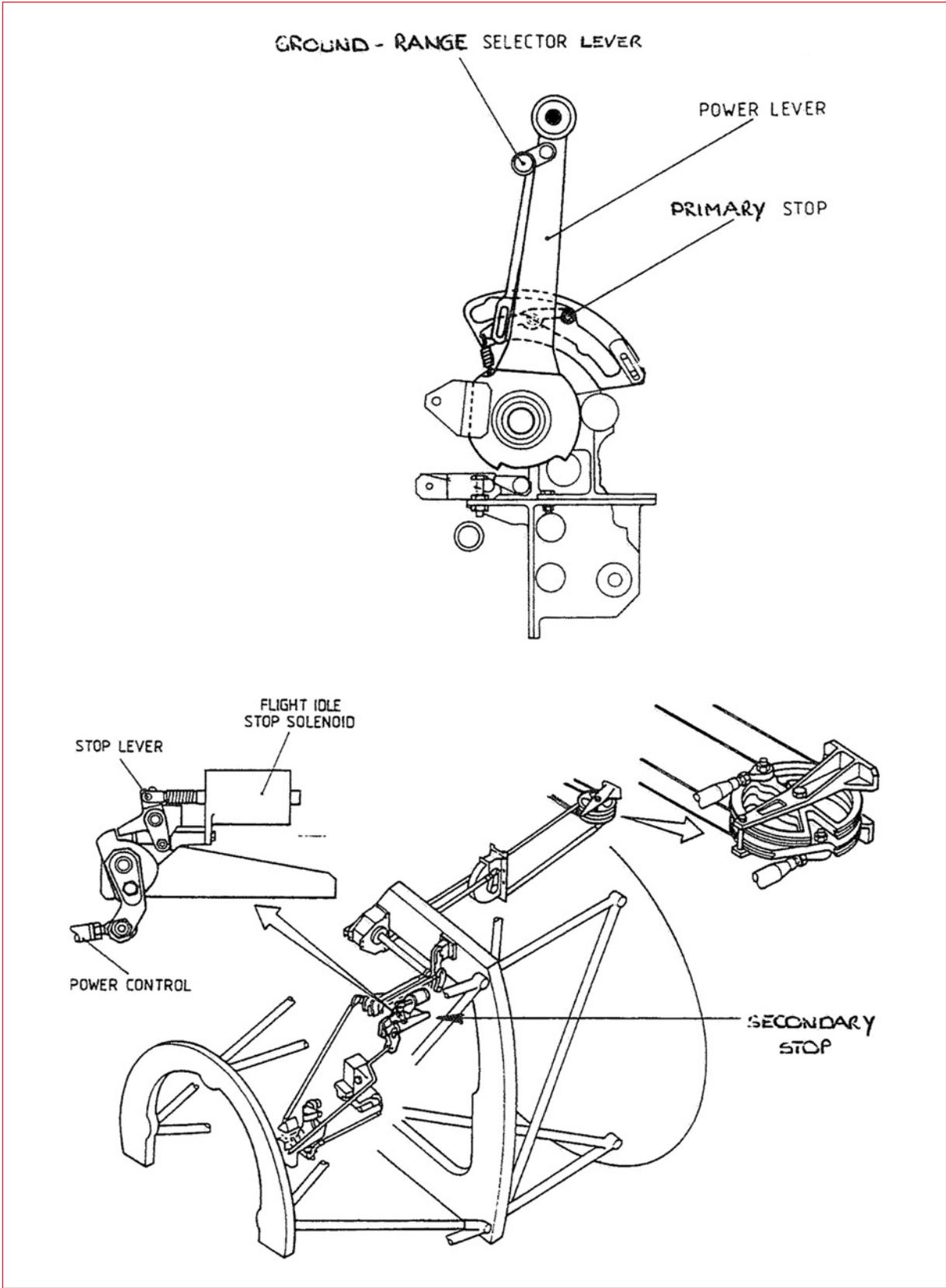


Figura 1.6.3.2. Detalle de la instalación del bloqueo automático del ralentí de vuelo (de la Fokker SL 137)

Sin embargo, lo contrario también es cierto: si ocurren ciertos fallos, y el solenoide no se energiza en tierra, el bloqueo automático de ralenti en vuelo no se retira y el ralenti de tierra o el empuje de reversa no pueden seleccionarse cuando el piloto desee. No se dispone en la cabina de vuelo de ninguna opción alternativa para solventar este efecto nocivo de dicho fallo.

Hay otro bloqueo puramente mecánico que se usa sólo durante el despegue para evitar la selección de la reversa de hélice en el caso de un despegue abortado. La tripulación engrana este bloqueo moviendo a la posición «on» un tirador situado en el pedestal de las palancas de potencia (véase la Figura 1.6.3.1). En la lista de chequeo de «antes del despegue» que lleva a cabo la tripulación, se comprueba que este tirador esté en «on». Más tarde, durante la ejecución de la lista de chequeo de «antes de la aproximación», se comprueba que el tirador esté en «off» para asegurar que la reversa estará disponible durante la carrera de aterrizaje. La razón para la existencia de este tirador es que, debido a los grandes cambios de ángulo de paso de las hélices que se requieren desde la posición de despegue hasta la de máxima reversa, se observó que la distancia de aceleración-parada es en realidad menor cuando no se selecciona reversa durante un despegue abortado.

En resumen, hay tres diferentes medios de evitar mover de modo inadvertido las palancas de potencia en reversa:

Nombre (usado en este informe)	Descripción	¿Puede ser anulado desde la cabina de vuelo para poder mover las palancas por debajo de ralenti de vuelo?
Gatillo del selector de rango de tierra, bloqueo primario o mecánico del ralenti de vuelo	Después de la toma de tierra, el piloto levanta un gatillo situado en cada palanca de potencia	Sí (soltar el gatillo)
Tirador del bloqueo de ralenti de tierra	El piloto mueve un tirador situado entre ambas palancas de potencia a «on» (durante la lista de chequeo previa al despegue) o a «off» (durante la lista de chequeo de aproximación)	Sí (mover el tirador a «off»)
Bloqueo automático de ralenti de vuelo (a veces llamado «bloqueo secundario»)	Un solenoide es energizado/desenergizado automáticamente para retirar/colocar un bloqueo que impide el movimiento de las palancas de potencia por debajo de ralenti de vuelo. Se activa por la lógica de aire/tierra o por la rotación de las ruedas después de la toma de tierra	No

1.6.3.1.2. Solenoides del bloqueo automático del ralenti de vuelo

De acuerdo a la información contenida en el Manual de Mantenimiento de la Aeronave (AMM), el bloqueo automático del ralenti de vuelo tiene dos solenoides que hacen girar unas palanquitas («flight-idle lock lever») situadas en los controles de potencia de los motores y con las que forman un mismo conjunto (véase la Figura 1.6.3.3).

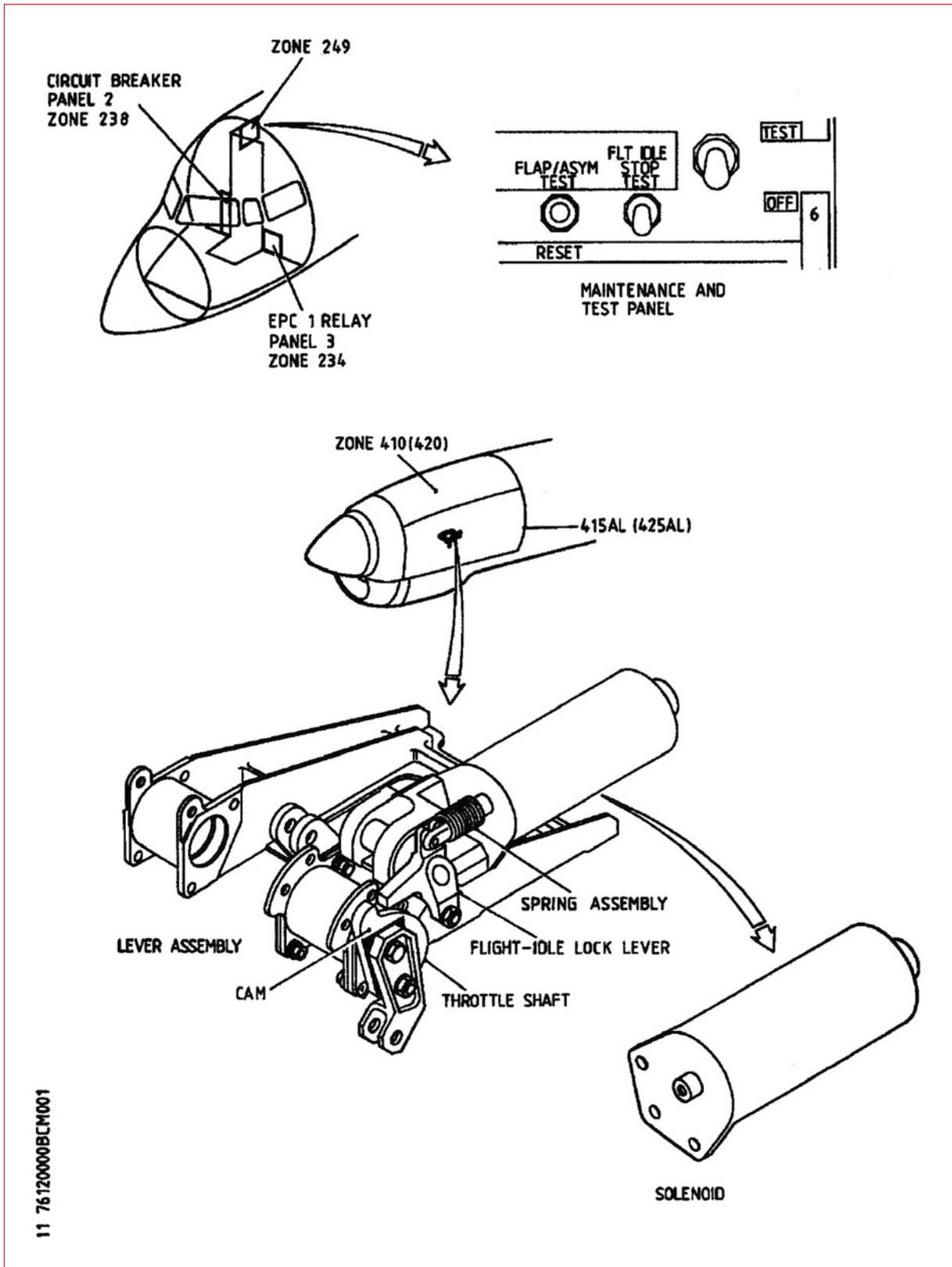


Figura 1.6.3.3. Detalle del bloqueo automático del ralentí de vuelo (del manual de mantenimiento preparado por Fokker)

Los solenoides se desenergizan en vuelo para que el muelle mantenga engranada la palanquita y se impida de ese modo el movimiento de las palancas de potencia por debajo de ralentí de vuelo.

Cuando el avión está en tierra, los solenoides se energizan por las señales de giro de las ruedas o por los interruptores de aire/tierra para desengranar las palanquitas de bloqueo y permitir el movimiento en todo su recorrido de las palancas de potencia.

Cuando el avión aterriza, una velocidad de giro de ruedas de 20 millas por hora (mph) o superior envía corriente eléctrica a través de la unidad de control de deslizamiento para activar el relé de control de tierra.

Los interruptores de aire/tierra del tren principal de aterrizaje también envían corriente eléctrica para activar el relé de control de tierra.

La señal de aire/tierra que se graba en el registrador digital de datos de vuelo (DFDR) se toma de la pata izquierda del MLG. Según la información proporcionada por el fabricante, durante el aterrizaje el interruptor se activa con una pequeña deflexión del MLG. La unidad está ajustada de tal modo (ref. AMM 32-63-01-400-814A) que la señal de tierra se genera con una deflexión de 38 mm (1,5 in) de la pata del MLG. El valor de 38 mm depende sólo de la cinemática del sistema. En el caso de estar adecuadamente mantenido, la pre-carga nominal del tren principal es 210 psig. En los manuales se especifica una tolerancia para esta pre-carga de entre 202-218 psig.

Cuando el relé de control de tierra está energizado, se cierra el circuito de alimentación para energizar ambos solenoides, que tiran del muelle para mover la palanquita de bloqueo fuera de la leva del eje del mando de gases.

El relé de control de tierra actúa rápidamente (en cuestión de milisegundos) y permanece energizado durante un mínimo de 16 s para cubrir el caso de deslizamiento de ruedas o botes durante el aterrizaje.

Cuando la aeronave despegue el proceso se invierte para empujar el muelle de modo que la palanquita de bloqueo del ralentí de vuelo se engrana con la leva para evitar el movimiento del control de potencia por debajo de ralentí de vuelo.

El sistema eléctrico está protegido en este avión por un cortacircuitos de 7.5 Amperios (A) situado en el panel de cortacircuitos de la cabina de vuelo (detrás del asiento del copiloto). Este cortacircuitos está rotulado como «FLIGHT IDLE STOP SOLENOID 1 & 2».

1.6.3.1.3. *Modificaciones asociadas con el sistema de bloqueo del ralentí de vuelo*

Había habido un historial de ciertas mal funciones del mecanismo de bloqueo automático del ralentí de vuelo que o bien hacían imposible la selección del ralentí de tierra

después de aterrizar o bien hacían posible la selección en vuelo de este régimen de ralentí de tierra.

Originalmente, el bloqueo del ralentí de vuelo estaba instalado en el pedestal. Sin embargo, esta instalación tenía una característica potencialmente insegura que podía provocar la selección del modo beta en vuelo. Por ello, empezando con el avión número de serie (s/n) 20136, el sistema fue recolocado en los motores como se ha descrito en el punto anterior.

Más tarde, el fabricante emitió el «Service Experience Digest» (SED) 76-12001 (Rev. 2 fechada en diciembre de 1991), en el cual se mencionaba que varios operadores con el bloqueo automático del ralentí de vuelo recolocado habían notificado que durante el aterrizaje las palancas de potencia no se podían retrasar por debajo de dicho régimen. La investigación subsiguiente reveló que ello se podía deber a la contribución de los siguientes modos de fallo:

- Bloqueo de la leva contra la palanquita (debido a un insuficiente hueco entre ambas).
- Mal funcionamiento del solenoide con el posterior salto del cortacircuitos del bloqueo del ralentí de vuelo.

El fabricante emitió los Boletines de Servicio SBF50-76-008 y SBF50-76-009 (que incluían una modificación mecánica con una nueva palanquita de bloqueo, muelle y pletina del solenoide) para asegurar la adecuada operación del sistema. Más tarde, hubo dos revisiones del SB -009 y la cuestión se consideró cerrada.

El avión PH-FZE había cumplido con ambos SB -008 y -009.

En diciembre de 1991, el fabricante emitió el SED 76-12002 que también describía el problema de la imposibilidad de selección de ralentí de tierra tras el aterrizaje y discutía el modo de fallo un malfuncionamiento del solenoide con el subsiguiente salto de su cortacircuitos, causado por una operación errática del micro-interruptor (las otras disfunciones se discutían en el SED 76-12001 que se había emitido previamente).

La solución propuesta por Fokker era introducir un retardo de tiempo mediante relé y resistencias. El SBF50-76-010 se emitió para cubrir esta modificación.

El avión PH-FZE había cumplido con este SB -010.

Sin embargo, un número de fallos en el recién introducido relé de retardo fueron notificados y el fabricante emitió entonces el SED 76-12003 (Rev. 1 de fecha abril 1994) en el que se mencionaba que esos fallos se debían a que la corriente instantánea excedía el máximo permitido en los contactos del nuevo relé, lo que hacía que los solenoides operaran continuamente a una alta corriente para la que no estaban diseñados lo que podría hacer que finalmente fallaran provocando la imposibilidad de de seleccionar ralentí de

tierra tras el aterrizaje. La solución propuesta por el fabricante mediante el SBF50-76-013 era introducir un cambio en el cableado del centro de potencia eléctrica para asegurar que la corriente estaba dentro de la máxima permitida para los contactos del relé.

Al avión PH-FZE no se le había cumplimentado este SB -013.

En diciembre de 1994 Fokker emitió la «Service Letter» 137 para recordar el uso de ambos bloqueos del ralentí de vuelo (primario o mecánico y secundario o automático). En ella se indicaba que los gatillos de selección del modo tierra no se debían tocar hasta que el tren de morro estuviese en tierra durante el aterrizaje, ya que en caso contrario se podrían producir dos problemas:

- Selección de hélices en ralentí de tierra mientras el avión todavía estaba en vuelo en el caso de fallo del bloqueo automático.
- Imposibilidad de liberar el bloqueo automático tras la toma de tierra debido al rozamiento causado por las palancas de potencia al apoyarse antes de tiempo sobre ese bloqueo secundario.

La «Service Letter» también indicaba que los solenoides podían energizarse durante 16 s tras la selección de tren abajo sin que este hecho fuese percibido por la tripulación. La solución a este problema fue modificar la caja de control antiskid al nuevo P/N 6004125-1 a través del Boletín de Servicio Fo50-32-24 de «Aircraft Braking Systems Corporation» (ABSC), cuya revisión 2 se emitió en junio de 1994.

Al avión PH-FZE no se le había cumplimentado este SB 32-24, y su caja de control antiskid tenía P/N 6004125, s/n FEB89-0075.

1.6.4. *Procedimientos normales, anormales y de emergencia relacionados con el sistema de frenos*

1.6.4.1. *Procedimientos normales*

Los procedimientos normales del AFM (5.03.01, versión 02, edición 004) indicaban que el umbral de la pista debía cruzarse aproximadamente a 50 ft y a V_{ref} . La recogida final debía alcanzar una actitud de morro ligeramente arriba y las palancas de potencia retrasadas a ralentí (de vuelo). Después del contacto del tren de morro, el piloto debía seleccionar ralentí de tierra y usar reversa según se requiriera.

La siguiente página del AFM indicaba que la reversa no se debería aplicar antes de que el tren de morro estuviera en tierra. En el AOM había una indicación similar en el apartado 7.05.01 (pág. 3, versión 01, Edición 009; técnicas de vuelo para aproximación y aterrizaje). También en su parte 7.07.01 (versión 05, edición 004) se describe que «El intento prematuro de seleccionar ralentí de tierra justo antes de la toma puede atascar

el mecanismo de liberación del bloqueo automático del ralentí de vuelo. Por lo tanto, si no se puede seleccionar ralentí de tierra después de la toma, avanzar la(s) palanca(s) momentánea y ligeramente hacia delante para permitir la suelta del bloqueo(s) automático(s) y volver a intentar seleccionar ralentí de tierra. Si todavía no fuera posible seleccionar ralentí de tierra:

- Seleccionar modo TO en la ERP lo antes posible.
- Usar los frenos para disminuir la velocidad del avión.
- Dirigirse a la próxima salida disponible.
- Librar la pista y detener el avión [...].»

Hay una NOTA en la misma parte del AOM que dice:

- «1. La distancia de aterrizaje se incrementará debido a la potencia positiva del motor durante la carrera (la potencia está en modo TO). La distancia de aterrizaje realmente requerida queda con holgura dentro de la distancia de aterrizaje normalmente requerida para flaps 25°.
2. Los frenos se calentarán más que durante un aterrizaje normal. Cuando se continúe el rodaje en estas condiciones los frenos pondrán muy calientes rápidamente y pueden causar el desinflado de los neumáticos [...].»

1.6.4.2. Procedimientos anormales

El Manual de Operaciones preparado por el fabricante sólo incluía dos procedimientos anormales relacionados con el sistema de frenos:

- Fallo del control de frenada, indicado por un doble campanilla, la luz maestra de precaución («master caution»), y la luz de SKID CTL. En este caso, el control de frenada no está disponible y los frenos se deben aplicar con cuidado para evitar reventar los neumáticos. La distancia de aterrizaje sin control de frenada es 1,86 veces la distancia con él para flaps 25.
- Fallo del sistema normal de frenos, indicado por la indicación de baja presión de frenos. En este caso, se deben usar los frenos alternativos. El control de frenada no está disponible y los frenos se deben aplicar con cuidado para evitar reventar los neumáticos.

Ninguno de estos procedimientos está relacionado con las circunstancias del accidente de Melilla, ya que ninguna luz se encendió en la cabina de acuerdo a las declaraciones de la tripulación.

El AOM también indicaba (Sección 7.07.01, pág. 7) que, tras el fallo al seleccionar el ralentí de tierra en el aterrizaje, el régimen TO se debería establecer lo antes posible, y los frenos se deberían utilizar para decelerar, liberar la pista y detener la aeronave.

En el AOM Sección 4.11.04 (pág. 1, versión 01, edición 006), Procedimientos Anormales, se indica que en el caso de fallo del sistema normal de frenos, se deberían usar los frenos alternativos con cuidado para evitar reventar los neumáticos. En ninguna parte del AFM o del AOM se indica que los neumáticos reventarán necesariamente si se usa frenada alternativa.

1.6.4.3. Procedimientos de emergencia

Ni el AFM ni el AOM preparados por el fabricante contenían procedimientos de emergencia relacionados con ningún mal funcionamiento del sistema de frenos o con la imposibilidad de seleccionar ralentí en tierra o reversa de hélices en tierra.

1.6.4.4. Uso intencionado del régimen de motor y al aire durante la aproximación

El uso del régimen de GA durante la aproximación no es una práctica expresamente prohibida o no aprobada. De hecho, en aeronaves no modificadas de acuerdo al SBF50 73-010 se le considera un procedimiento operacional estándar. Está considerado como un modo de crear resistencia adicional para ayudar al avión a descender cuando la hélice llega al 100% rpm con valores normales de par motor de aproximación y de velocidad aerodinámica.

1.6.5. *Mantenimiento previo de la aeronave*

Los registros de mantenimiento de la aeronave fueron hojeados y se obtuvo la siguiente información, ordenada cronológicamente:

REPORTES DE PILOTOS RELACIONADOS CON LOS SISTEMAS DE FRENOS Y DE HÉLICE	
Fecha	Item de mantenimiento
11-06-2002	El antiskid interior no funciona. Se pone el ítem en la lista de diferidos, «Hold Item List» (HIL).
17-06-2002	Se cambia la «RH dual skid control valve» y se reemplaza el arnés de cableado de los sensores de velocidad LH/RH. El test resulta OK. Se elimina el diferido («Hold item»).
18-06-2002	Durante una inspección de 3 días, la luz interior del anti-skid se encontró iluminada. Se transfiere a la HIL.
18-06-2002	Se cambian los sensores de velocidad internos y externos y el problema es el mismo. Se instalan los anteriores sensores de velocidad. Se reemplaza la «brake shutoff valve» y el problema es el mismo.

REPORTES DE PILOTOS RELACIONADOS CON LOS SISTEMAS DE FRENOS Y DE HÉLICE	
Fecha	Item de mantenimiento
19-06-2002	Se cambia el arnés de cableado RH. El test resulta OK. Se elimina el diferido («Hold item»).
09-07-2002	Se cambia la rueda n.º 2.
14-07-2002	La rueda n.º 4 se encuentra fuera de límites. Se cambia la rueda n.º 4 del MLG.
18-07-2002	La unidad de frenos n.º 4 se encuentra fuera de límites. Se cambia la unidad de frenos n.º 4.
18-07-2002	La unidad de frenos n.º 3 se encuentra fuera de límites. Se cambia la unidad de frenos n.º 3.
18-07-2002	La rueda n.º 3 se encuentra fuera de límites. Se cambia la rueda n.º 3 del MLG.
30-07-2002	La junta del eje de la hélice RH rezuma. Se desmonta la hélice y se instala de nuevo para cambiar la junta.
26-08-2002	Se cambia la hélice izquierda porque el «slip ring» estaba desgastado.
13-09-2002	La rueda n.º 4 se encuentra fuera de límites. Se cambia la rueda n.º 4 del MLG.
07-10-2002	Se desmonta la hélice RH para reparación en taller.
14-10-2002	El avión cambia su matrícula de EC-HUB a PH-FZE.
14-10-2002	Otra hélice instalada a la derecha.
25-10-2002	La rueda n.º 3 se encuentra fuera de límites. Se cambia la rueda n.º 3 del MLG.
12-11-2002	Impacto de ave en la hélice RH. Se chequea el conjunto de la hélice, la góndola y el fuselaje para buscar daños.
14-11-2002	Durante la inspección de tránsito, la rueda n.º 2 del MLG se encontró con varios cortes fuera de límites. Se reemplaza la rueda n.º 2.
21-11-2002	Se lleva a cabo la inspección de la caja de control del antiskid.
25-11-2002	Se cambia la rueda n.º 1 del MLG.
14-12-2002	Se observa que el conjunto de frenos n.º 1 está desgastado. Se cambia del conjunto de frenos n.º 1.
24/25-12-2002	El amortiguador del LH MLG está aproximadamente 6 cm más alto que el del lado RH. Se verifica el mantenimiento del amortiguador y se encuentra correcto.
26-12-2002	Se vuelve a observar que el amortiguador del LH MLG está más alto que el del lado RH. Durante los despegues y aterrizajes el avión «cae» hacia la derecha. Se verifica el mantenimiento del amortiguador derecho y se encuentra correcto.
04-01-2003	Durante el aterrizaje aparece el aviso de antiskid en el panel central de avisos (CAP). Desaparece durante el aterrizaje. Pasa correctamente la prueba operacional.
04-01-2003	La rueda n.º 4 del MLG está desgastada. Se cambia la rueda n.º 4.
17-01-2003	Vuelo del accidente.

Informe técnico A-002/2003

REPORTES DE TRIPULACIÓN RELATIVOS A LOS ANEMÓMETROS (ASI)	
Fecha	Item de mantenimiento
22-07-2002	8 kt de diferencia entre ambos anemómetros. Indicador ASI cambiado e inspeccionado para detectar fugas.
23-07-2002	Continúan 5 kt de diferencia entre ambos ASI. La diferencia está dentro de límites según la Fokker SL 075.
14-09-2002	El ASI de la izquierda marca 8 kt por debajo. Se sustituye el ASI. Se lleva a cabo una inspección de fugas y resulta correcta.
20-11-2002	Hay una diferencia en los ASI de 5 kt a todas las velocidades. Se limpian pitots, se chequea en tierra y se encuentra correcto.
21-11-2002	Se chequean los ASI en vuelo y el de la derecha marca 5 kt por arriba. Se reaprieta la toma estática de la izquierda al ASI.
21-11-2002	El problema persiste. Se sustituye el ASI. Se lleva a cabo una inspección por fugas y resulta correcta.
22-11-2002	El problema persiste.
29-11-2002	Todavía hay una diferencia de 5 a 7 kt. El de la izquierda marca menos; el indicador de reserva («standby») en la mitad.
03-12-2002	Se sustituye el LH ASI.
17-01-2003	Vuelo del accidente (durante la fase de crucero, la tripulación dijo que había una diferencia de 5 kt entre los ASI).

El centro de mantenimiento de la aeronave también proporcionó la siguiente lista de los cambios de neumáticos (en el año 2002) y conjuntos de frenos (en los años 2001 y 2002) en el avión, para determinar si se había producido algún desgaste anormal en alguna rueda.

RUEDA N° 1					
Año	Mes	Día	Razón	TSI	CSI
2002	01	21	DESGASTADO	556	655
2002	03	08	PERFORADO	254	297
2002	06	07	DESGASTADO	375	538
2002	09	10	DESGASTADO	345	514
2002	11	25	DESGASTADO	400	454

RUEDA N° 2					
Año	Mes	Día	Razón	TSI	CSI
2002	03	08	DESGASTADO	564	645
2002	05	17	DESGASTADO	267	394
2002	07	09	DESGASTADO	282	384
2002	09	27	DESGASTADO	247	411
2002	11	14	CORTES EN LA GOMA	247	244

RUEDA N° 3					
Año	Mes	Día	Razón	TSI	CSI
2002	01	21	DESGASTADO	573	683
2002	05	09	DESGASTADO	488	635
2002	07	18	DESGASTADO	361	520
2002	10	25	DESGASTADO	305	443

Rueda N° 4					
Año	Mes	Día	Razón	TSI	CSI
2002	01	17	DESGASTADO	453	524
2002	03	13	DESGASTADO	292	338
2002	05	17	NEUMÁTICO DESGASTADO	251	373
2002	07	14	FUERA DE LÍMITES	306	428
2002	09	13	DESGASTADO	165	262
2003	01	04	DESGASTADO	599	661

FRENO N° 1					
Año	Mes	Día	Razón	TSI	CSI
2001	02	08	PARA USARLO EN PH-PRI	1.059	770
2001	03	31	FUGA HIDRÁULICA	154	135
2001	11	20	DESGASTADO	1.085	1.209
2002	06	07	DESGASTADO	948	1.195
2002	12	14	DESGASTADO	869	1.081

FRENO N° 2					
Año	Mes	Día	Razón	TSI	CSI
2001	02	07	PARA USARLO EN PH-DMC	930	680
2001	10	23	DESGASTADO	1.091	1.168
2002	03	27	DESGASTADO	790	932
2002	09	18	FUERA DE LÍMITES	695	1.035

FRENO N° 3					
Año	Mes	Día	Razón	TSI	CSI
2001	06	27	FUERA DE LÍMITES	1.774	1.480
2002	01	24	FUERA DE LÍMITES	913	1.047
2002	07	18	DESGASTADO	829	1.135

FRENO N° 4					
Año	Mes	Día	Razón	TSI	CSI
2001	07	10	DESGASTADO	1.839	1.535
2002	02	23	DESGASTADO	1.002	1.189
2002	07	18	DESGASTADO	676	938

1.6.6. Hoja de carga del avión

Antes del vuelo, se le había proporcionado a la tripulación una hoja de carga generada por ordenador que suponía una carga de pago de 1.100 kg y un peso al aterrizaje de 17.007 kg (el máximo autorizado es 19.730 kg). Más tarde, se firmó un formato «Informe de instrucciones de carga» («Load Instruction Report», LIR) que debía incluir el peso real en el momento de calzarse fuera en Málaga. Este informe incluía 14 pasajeros (con un peso total de 1.176 kg a 84 kg por pasajero) y sus 15 maletas (165 kg) junto con 392 kg de carga (es decir, 557 kg de carga total). La facturación se había realizado para 10 pasajeros en la parte delantera de la cabina (los primeros 22 asientos) y 4 pasajeros en la parte trasera de la cabina (los últimos 28 asientos).

Sin embargo, hubo unos cambios de última hora en la carga a transportar, incluyendo el hecho de que la tercera persona en la cabina de vuelo todavía no se había contabilizado. Un total de 153 kg de carga se dejaron para transportarse en otro vuelo (este hecho se comprobó en los registros de aduanas y hubo 153 kg de carga correspondientes al vuelo ANS 8276 que se transportaron en otro vuelo al día siguiente).

Por lo tanto, poco antes del despegue el LIR se corrigió a mano a 218 kg en la bodega delantera y 174 kg (en «15 pcs») (sic) en la bodega trasera.

Después del accidente en Melilla, el personal de rescate descargó la carga de la bodega trasera y su peso exacto no fue determinado, aunque la cifra de 174 kg en esa bodega trasera se considera bastante aproximada a la realidad porque los testimonios recogidos indicaban que tenían «de ocho a diez maletas y cuatro o cinco paquetes de poco peso».

La carga de la bodega delantera se pesó tras el accidente y se obtuvo 240,5 kg (por encima de la cifra de 218 kg del LIR debido a que dos maletas de la tripulación de cabina se cargaron allí).

En resumen, se estima que el avión tenía un peso al aterrizaje de:

	13.968 kg (masa de operación en vacío, «Dry Operating Mass»)
	85 kg (tercer tripulante de vuelo)
	1.176 kg (14 pasajeros)
	414 kg (carga)
	2.050 kg (combustible)
Total	17.693 kg (el peso máximo permitido al aterrizaje es 19.730 kg)

El cg real en el aterrizaje en Melilla se estimó al 36,5 MAC (la posición más retrasada permitida para el cg con 17.000 kg es 40%).

1.7. Información meteorológica

Los METAR del Aeropuerto de Melilla a las horas UTC aplicables eran los siguientes:

10:30 h: Viento 290° a 10 kt, 210V290; visibilidad, más de 10 km; pocas nubes a 3.600 ft; temperatura, 17 °C; punto de rocío, 6 °C; QNH, 1.029 mb.

11:00 h: Viento 240° a 10 kt; visibilidad, más de 10 km; pocas nubes a 3.900 ft; temperatura, 19 °C; punto de rocío, 8 °C; QNH 1.028 mb.

11:30 h: Viento 260 a 12 kt; 230V300; visibilidad, más de 10 km; pocas nubes a 3.600 ft; temperatura, 16 °C; punto de rocío, 7 °C; QNH, 1.028 mb.

El accidente ocurrió a las 11:00:01 h. En el momento de la autorización para el aterrizaje en la pista 15, el ATC proporcionó a la tripulación al información «Viento 240 12 kt, variando entre 210 y 330».

La pista estaba completamente seca.

La predicción para Melilla, válida desde las 6:00 h a las 24:00 h del viernes 17 de enero de 2003 indicaba pocas nubes, excepto algunos intervalos nubosos a primera hora de la mañana. Las temperaturas en moderado ascenso. Vientos flojos del oeste, con intervalos de vientos fuertes. La temperatura máxima prevista era 14 °C.

Se revisó el anemocinemógrafo del umbral de la pista 15 con los registros de viento instantáneo tal y como se registraban en la Oficina Meteorológica de Melilla. A las 11:00 h, ningún registro de viento instantáneo estaba por encima de 18 kt y el valor medio era aproximadamente 13 kt. El valor medio de la dirección registrada del viento era alrededor de 240° (véase Figura 1.7.1). Esto significaba que prácticamente había viento cruzado puro. Una dirección de viento por encima de 240° significaría una cierta componente de viento en cola. Puede apreciarse que alrededor de las 11:00 h el valor medio de la dirección del viento es 240° o menos.

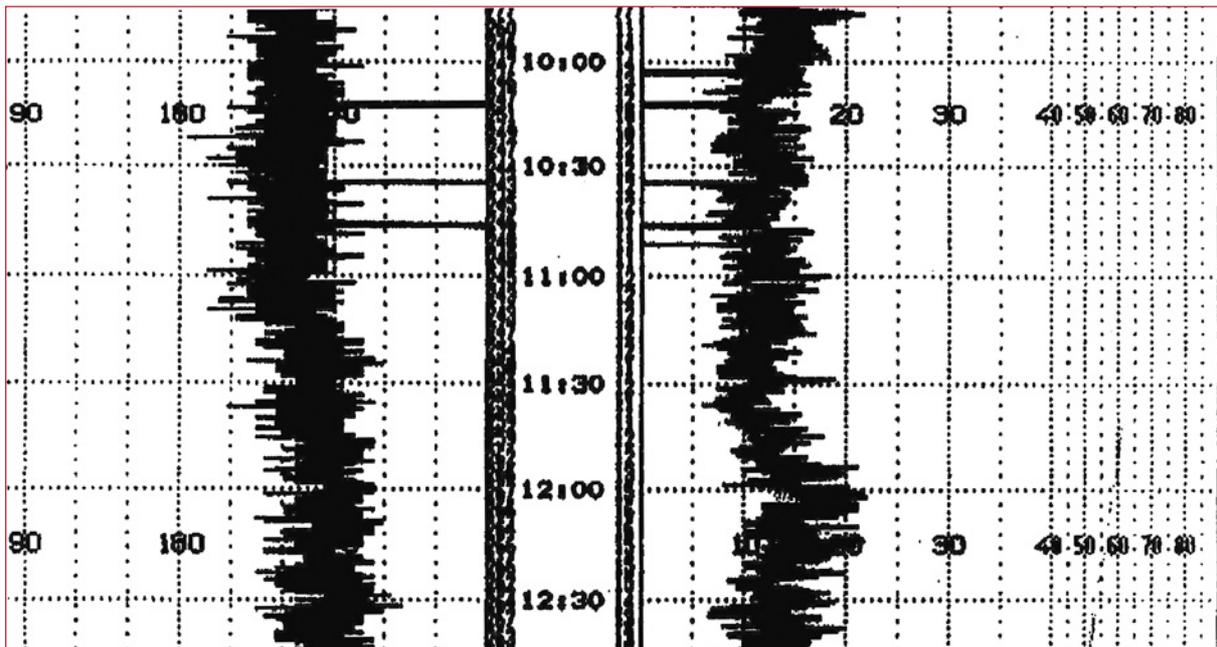


Figura 1.7.1. Registro instantáneo de viento en la pista 15 del Aeropuerto de Melilla el 17-01-2003 entre las 10:00 h las 12:30 h. A la izquierda se muestra la dirección del viento en grados. A la derecha del gráfico, se observa el registro de la velocidad del viento en kt

1.8. Ayudas a la navegación

Las ayudas a la navegación estaban operativas y funcionaron correctamente durante el accidente. Había un VOR y un DME (MEL) y un NDB con otro DME (MLL). El sistema visual de aproximación de precisión (PAPI) de la pista 15 establece una senda de planeo de 3,3°. El PAPI de la pista 33 da una senda de planeo de 3°.

1.9. Comunicaciones

Se mantuvieron comunicaciones sin ningún problema técnico entre el avión y el control ATC. Las comunicaciones se grabaron en la torre de Melilla y en el CVR, y se han usado en varias partes de este informe.

1.10. Información de aeródromo

El Aeropuerto de Melilla (GEML) tiene una única pista 15-33. No tiene calles de rodaje y hay una salida desde la pista hasta la plataforma civil. Esta salida puede usarse como una salida de alta velocidad cuando se aterriza por la pista 15 con tal de que el avión haya reducido convenientemente su velocidad durante la carrera de aterrizaje. El aterri-

zar en la pista 33 implica llegar hasta el final de la pista, girar 180° y rodar de vuelta utilizando la pista como una calle de rodaje.

Las dimensiones físicas de la pista son 1.347 × 45 m. El umbral 15 está desplazado, y a la fecha del accidente, las distancias disponibles de aterrizaje (LDA) eran: 1.347 m (pista 33) y 1.082 m (pista 15). Al final de la pista 15 el terreno caía en un profundo terraplén con una altura de unos 15 m. La franja de pista era 1.440 × 150 m en ambas cabezas. La pista 15 tenía una zona de parada de 33 × 45 m. El Anexo 14 de OACI (párrafo 3.3.2) indica que «Toda franja se extenderá antes del umbral y más allá del extremo de pista o zona de parada una distancia de por lo menos: 60 m cuando el número de clave [del aeropuerto] sea 2, 3 o 4...». También se recomienda que la anchura de «Toda franja que comprenda una pista para aproximaciones que no sean de precisión debería extenderse lateralmente hasta una distancia de al menos:... 75 m cuando el número de clave sea 1 o 2». El número de clave del Aeropuerto de Melilla es 2.

Según el AIP de fecha 17-08-2000 (véase Figura 1.10.1), puesto que esta pista tenía una zona de parada, esto significaría que no había franja de pista disponible al final de la pista 15.

Se realizaron diversas gestiones relativas a la idoneidad de la franja de pista del Aeropuerto de Melilla y en octubre de 2003, el AIP fue modificado y se eliminó cualquier referencia a la zona de parada de la pista 15. Se indicaba que la franja de pista se extendía 33 × 80 m más allá del final de la pista 15. Sin embargo, esta franja todavía no cumplía con las estipulaciones del Anexo 14 de OACI, que requería una franja de 60 m de longitud y recomendaba 150 m de anchura mínima para esa franja (véase la Figura 1.10.2 adjunta).

El aeropuerto no tenía instalaciones para repostar. Su categoría a efectos de servicio contra incendios era 5 y no había equipamiento de rescate. Por lo tanto, la máxima longitud total de la aeronave que podía operar en él era de 24 a 28 m y la anchura máxima de su fuselaje era 4 m.

Algunos modelos de avión que operaban o habían operado en el aeropuerto eran: ATR 42, Dash 8-300, BAe 146, y CASA CN-235.

El coeficiente de rozamiento de la pista había sido medido el 27 de noviembre de 2002. Se obtuvieron los siguientes valores de «Mu» en la pista 15 (es decir, desde el umbral 15 hacia el umbral 33):

	Primer tercio de la pista	Segundo tercio de la pista	Tercer tercio de la pista
3 m hacia la derecha (del eje de pista)	0,71	0,72	0,72
3 m hacia la izquierda (del eje de pista)	0,70	0,69	0,72

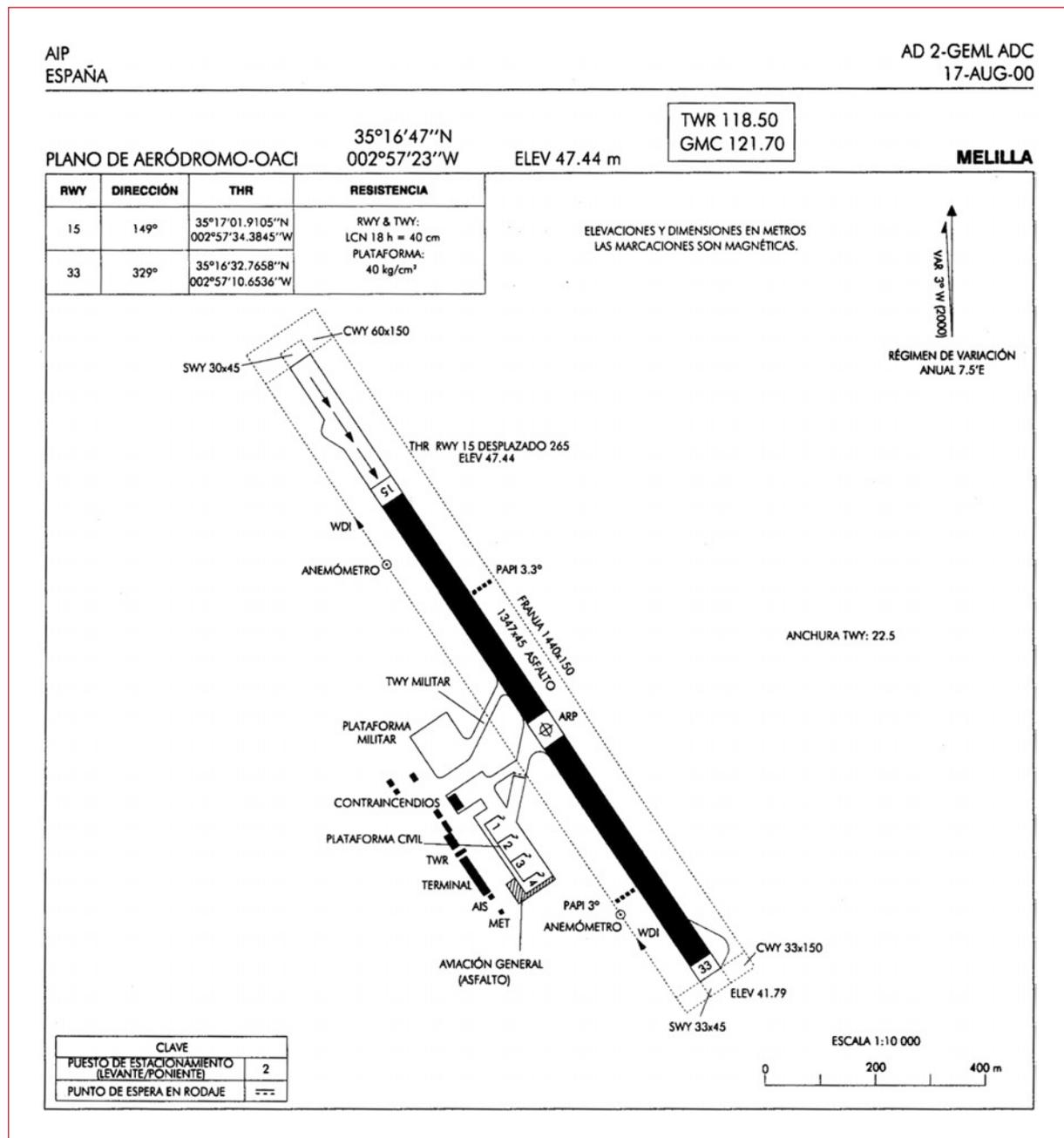


Figura 1.10.1. AIP revisado el año 2000. Al final de la pista 15 hay una zona de parada de 33 x 45 m

El Anexo 14 de OACI recomendaba los siguientes valores: 0.72 para pistas nuevas; entre 0.52 y 0.42, analizar las causas y corregir; por debajo de 0.42, corregir inmediatamente.

La textura de la superficie de la pista también fue medida y el resultado fue 1.050 mm (comparado con el valor de 1.000 de mínimo espesor de la textura superficial media de la pista recomendado por el Anexo 14 de OACI, párrafo 3.1.24).

El informe de resultados de las medidas consideraba estos valores satisfactorios.

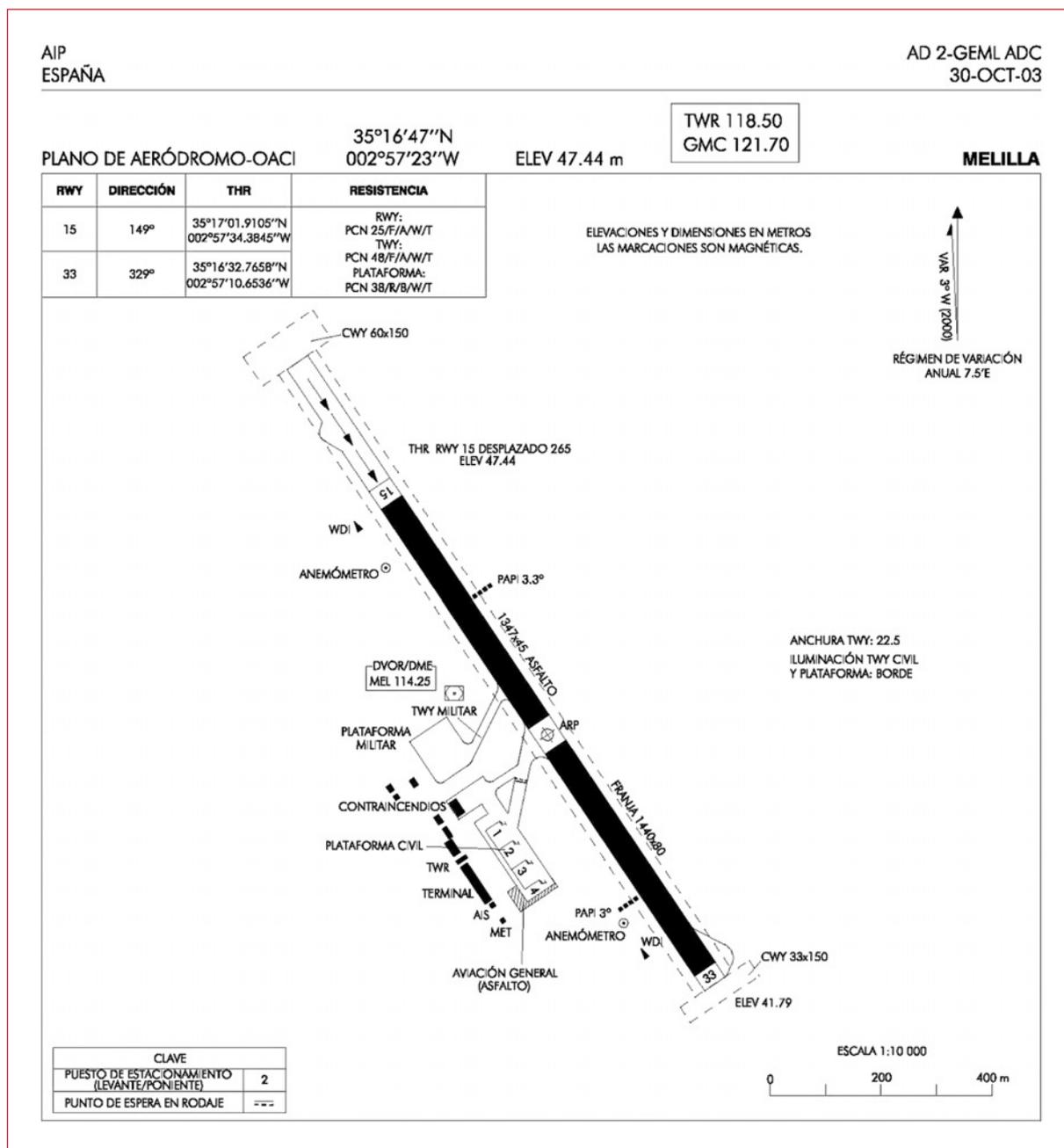


Figura 1.10.2. AIP revisado en octubre de 2003. Al final de la pista 15 no hay zona de parada

1.11. Registradores de vuelo

1.11.1. Registrador de voz en cabina

El avión llevaba un registrador de voz en cabina Fairchild A-100A, P/N 93-A100-80, S/N 62184 (fecha 02-95). Este CVR, situado en la parte trasera del compartimento del aire acondicionado (parte trasera del avión), graba 30 min de cuatro señales audio de entra-

da en una cinta magnética de cuatro pistas al mismo tiempo, a través de sus respectivos cabezales de grabación. Los cuatro canales son:

- Canal 1: contiene datos de tiempo codificados para sincronización con el DFDR.
- Canal 2: contiene el audio de la posición del copiloto.
- Canal 3: contiene el audio de la posición del comandante.
- Canal 4: contiene el audio ambiente en la cabina de vuelo a través del micrófono de área, que está situado en el panel superior de dicha cabina.

El CVR se recuperó el mismo día del accidente y más tarde fue reproducido. El sonido tenía una calidad aceptable y las conversaciones y sonidos de cabina relevantes se pudieron identificar en las sesiones iniciales. Después, un análisis de frecuencias detallado fue realizado por el laboratorio del BEA para intentar identificar sonidos específicos relativos a las circunstancias del accidente.

1.11.1.1. Datos relevantes del CVR

Sólo se incluye a continuación un resumen de algunas conversaciones. Durante todo el vuelo hubo muchas conversaciones en la cabina de vuelo relacionadas con aspectos generales de la operación en el Aeropuerto de Melilla para beneficio de los dos copilotos que iban a bordo.

Se incluyen tres columnas de tiempo para ver los valores de sincronización utilizados. En la mayoría de las conversaciones, había menos de un segundo de diferencia entre el tiempo de la grabación de las comunicaciones ATC y la grabación del CVR. El reloj del DFDR estaba retrasado aproximadamente 14 s respecto al reloj de las comunicaciones ATC. CM significa que un miembro de la tripulación está hablando. CM1 significa el piloto al mando y CM2 el copiloto.

Hora CVR (referencia: 1.º contacto con la torre) (hh:mm:ss)	Hora ATC (hh:mm:ss)	Hora DFDR (referencia: avisos del GPWS) (hh:mm:ss)	Comentario DFDR	Estación que habla o transmite	Texto
10:51:23				CM	We'll get a wind check when we are about three or four miles on final. If the wind is 260 at seven we'll make straight into runway 15; if it is a little stronger, then we'll go around, in any case we'll land with flap thirty five.
10:53:44	10:53:43	10:53:27		ATC	Air Nostrum 8791 Melilla, buenos días, roger, you are number two; number one is a compañía traffic, fokker 50 proceeding from Malaga now is in radial 322, 24 miles out de the field, y thru 100.

Hora CVR (referencia: 1.º contacto con la torre) (hh:mm:ss)	Hora ATC (hh:mm:ss)	Hora DFDR (referencia: avisos del GPWS) (hh:mm:ss)	Comentario DFDR	Estación que habla o transmite	Texto
10:54:11	10:54:11	10:53:54		ATC	8791, the runway in use 33, we have wind 250 12 knots, visibility more than ten, few at three thousand six hundred, temperature 15, qnh one zero two eight.
10:54:35	10:54:34	10:54:18		ANS8791	Roger it's all copied, 8791, there will be any chance for runway one five we take that.
10:54:43	10:54:43	10:54:26		ATC	8791, did you request runway one five?
10:54:48	10:54:47	10:54:31		ANS8791	Affirm, if no possible to the traffic it's no problem, we can take one five Melilla.
10:54:55	10:54:54	10:54:38		ATC	I'll tell the number one. Number one is going to three three, in that case you have to go to three three, any way I can ask the other traffic if he admits runway one five.
10:55:17	10:55:17	10:55:00		ATC	Ok Air Nostrum 8276, tower there is a second traffic behind of you that would prefer to take in runway one five, in that case you will have to proceed to one five, will you admit runway one five or you prefer three three?
10:55:58	10:55:57	10:55:41		ATC	8276 did you copy me?
10:56:00	10:56:00	10:55:46		CM	Negative, Air Nostrum 8276
10:56:03	10:56:02	10:55:46		ATC	8276 I inform you there is another company traffic behind of you, it is number two y he would prefer to use runway 15, if he can use runway 15 you'll have to take 15 as well.
10:56:20		10:56:03		ATC	So would you admit to use 15 or do you prefer to keep on runway 33?
10:56:26	10:56:25	10:56:09	10:56:09 señal de transmis. «xmit» durante 4 segundos	CM	Uhh, we can uuh, accept, accept runway 15, air nostrum 8276.
10:56:30	10:56:30	10:56:13		ATC	Air Nostrum 8276 In that case proceed to runway 15 the wind 250 11 knots.
10:56:38	10:56:36	10:56:21	10:56:20 señal de transmis. «xmit» durante 5 segundos	CM	Uhhh copied the winds y clear to proceed to runway 15, air nostrum 8276.
10:56:43	10:56:42	10:56:26		ATC	Air Nostrum 8791 number one has accepted runway 15, so in that case you proceed to runway 15, I'll give you the traffic information, now he is 12 miles out of the VOR, radial 330 altitude 6000 feet.
10:56:58	10:56:57	10:56:41		ANS8791	Roger, we will be looking out for the traffic we are reducing speed for separation, 8791 eeh requesting further descent.

Informe técnico A-002/2003

Hora CVR (referencia: 1.º contacto con la torre) (hh:mm:ss)	Hora ATC (hh:mm:ss)	Hora DFDR (referencia: avisos del GPWS) (hh:mm:ss)	Comentario DFDR	Estación que habla o transmite	Texto
10:58:04		10:57:47		CM	Runway in visual.
10:58:08		10:57:51	3.910 ft	CM	We are a little bit high.
10:58:28		10:58:11		CM	And I'm going to lose a little bit de altitude this way.
10:58:33		10:58:16		CM	I'm high so I am to take the gear down.
10:58:36		10:58:19		CM	«Gear down».
10:58:36		10:58:19		SONIDO	Sonido del tren de aterrizaje bajando.
10:58:45		10:58:28		CM	«And I'll take flap 25, landing check».
10:58:48		10:58:31	Flaps extendiéndose	CM	«Flaps 25».
10:59:02		10:58:45		CM	«And I am going to do an S turn to lose a little bit de altitude».
10:59:10	10:59:09	10:58:53		ATC	Air Nostrum 8791 number 1, five miles out through 3.000 ft.
10:59:16	10:59:15	10:58:59		8791	Ok is copied, 8791.
10:59:36		10:59:19		CM	«Flaps 35».
10:59:37		10:59:20	10:59:21 flaps extendiéndose a 35	CM	«Flaps 35».
10:59:39		10:59:22	Radioaltura 1.463 ft, altitud «fina» 1.546 ft	CM	«It's a little bit early for it, but we are high».
10:59:44		10:59:27		CM	«Check».
10:59:45		10:59:28	10:59:34 flaps a 35°	CM	«Flaps 35 sets».
11:00:10		10:59:53		GPWS	Sink rate, sink rate (durante 2 segundos).
11:00:11		10:59:54		CM	«Disregard».
11:00:12		10:59:55		CM	«Check».
11:00:12		10:59:55	10:59:56 rpm de hélices 1 y 2 a 85%, y empiezan a incrementarse	CM	If you can give me go around power that will... (el ATC empieza a hablar).
11:00:14	11:00:13	10:59:57		ATC	«Air nostrum 8276 you are cleared to land on runway 15 the wind 240 12 knots varying entre 210 y 300».
11:00:18		11:00:01		GPWS	Sink rate, sink rate (entre la transmisión del ATC).
11:00:23	11:00:22	11:00:06	11:00:04 el torque empieza a incrementarse	CM	«Clear to land runway 15, copied the wind Air Nostrum 8276» (se oye un incremento de potencia).
11:00:24		11:00:07		GPWS	Sink rate, sink rate (entre la convesación del CM).
11:00:29		11:00:12	rpm hélices 1 y 2 a 100%	SONIDO	RUUUUUU (incremento de la velocidad de las hélices).

Hora CVR (referencia: 1.º contacto con la torre) (hh:mm:ss)	Hora ATC (hh:mm:ss)	Hora DFDR (referencia: avisos del GPWS) (hh:mm:ss)	Comentario DFDR	Estación que habla o transmite	Texto
11:00:29		11:00:12		GPWS	Sink rate, sink rate (después del aviso, parece que se aplica potencia y después las palancas se retrasan de nuevo).
11:00:31		11:00:14		CM	«It's bumpy».
11:00:34		11:00:17		CM	«Clear landing».
11:00:35		11:00:18		CM	«Check».
11:00:51		11:00:34		CM	«It's very bumpy».
11:00:54		11:00:37	Primera señal de modo «tierra»	SONIDO	Sonido de toma de tierra; bastante notable (casi exactamente a las 11:00:54,01).
11:00:55		11:00:38	Modo aire	SONIDO	Clack, clack (sonido breve).
11:00:56		11:00:39	Modo aire; a las 11:00:40 las rpm hélices 1 y 2 van al 85%. Parámetro Standby (del «Flight Director») pasa de 1 a 2	SONIDO	Un sonido cíclico como de rueda.
11:00:59		11:00:42	Modo aire	CM	«I have no reverse» («No tengo reversa») (no muy nervioso).
11:01:02		11:00:45	Modo tierra hasta el final de la grabación	CM	Interjección. «No».
11:01:06		11:00:49	Aceleración lat 0,107 (valor máximo): velocidad 68,6 kt	SONIDO	Tump (ruido).
11:01:06	11:01:05	11:00:49		ATC	«8791 the traffic is on land».
11:01:09	11:01:08	11:00:52		8291	«Ok thank you we will come on in now».
11:01:11		11:00:54	Aceleración lat 0,089 (segundo máximo valor): velocidad 61,7 kt	SONIDO	Croc (ruido).
11:01:12		11:00:55	Valor erróneo de rumbo	CM	Interjección.
11:01:14		11:00:57		CM	«Brace yourselves!» (¡Protegeós!).
11:01:16		11:00:59	Modo aire. Termina la grabación del DFDR	SONIDO	Sonido de rozaduras.
11:01:18		11:01:01		SONIDO	Tump (ruido).
11:01:19		11:01:02		CM	«Ah» (respiración).
11:01:20		11:01:03		SONIDO	El CVR acaba en el vuelo del accidente.

1.11.1.2. Análisis detallado de un sonido del CVR

La CIAIAC pidió al «Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile» (BEA) de Francia que analizara un sonido de la grabación del CVR en su laboratorio en París. El objetivo de este análisis era comparar un sonido grabado inmediatamente

después de la toma de tierra (a las 11:00:55 h en la transcripción mostrada arriba) con otros sonidos conocidos generados en la operación normal de una aeronave del mismo tipo cuando las palancas de potencia se movían a la posición de ralentí de tierra.

El BEA llevó a cabo este análisis y concluyó lo siguiente:

«Los sonidos que comparamos presentan varias similitudes en su forma, cadencia y frecuencias.

Algunas frecuencias características son comunes a cada parte del sonido completo. Una correspondencia perfecta no se pudo obtener debido a las múltiples posibilidades de mover las palancas de potencia, la especificidad de cada avión, y los diferentes sonidos de fondo.

Inmediatamente después de este sonido, se grabaron otros dos. Esos no pudieron ser identificados usando nuestra base de datos. Nuestra hipótesis es que la tripulación adelantó parcialmente las palancas para intentar moverlas de nuevo a la posición de ralentí de tierra.

Después de esos sonidos, un miembro de la tripulación menciona la imposibilidad de engranar la reversa en ambos motores.

Basado en todos estos hechos, podemos concluir en una probable identificación del sonido estudiado como el movimiento de las palancas de potencia hacia la posición de ralentí de tierra.»

Esto no significaba que la palanca alcanzara la posición de ralentí de tierra, sino que se realizó un intento.

1.11.2. *Registrador de datos de vuelo*

El avión estaba equipado con un registrador digital de datos de vuelo (DFDR) Fairchild F-800, P/N 17M800-251, S/N 3333. La Unidad de Adquisición de Datos de Vuelo (FDAU) era la Teledyne P/N 2229765-3A.

Este sistema registra 25 h de un total de 103 parámetros, colocados en marcos de datos de 64 palabras. El DFDR fue desmontado el mismo día del accidente y estaba en buen estado. Los datos fueron descargados en un laboratorio y se usó el documento de Fokker R-AV89.123, Edición 2 (diciembre de 1991) para convertir los datos grabados en unidades de ingeniería.

La mayor parte de los datos eran consistentes, excepto los siguientes parámetros relevantes:

- Velocidad respecto al suelo («Ground speed») (no tenía entrada de datos).
- Posición del mando de alabeo («Control wheel position») (inválido al estar los valores fuera de rango en un factor de magnitud de 6).

- Latitud («Latitude position») (no tenía entrada de datos).
- Longitud («Longitude position») (no tenía entrada de datos).

1.11.2.1. Trayectoria del avión

Se obtuvo la trayectoria del avión desde Málaga a partir de los datos del DFDR (ver Apéndice A), incluyendo un detalle de la parte final de la aproximación a la pista 15. Aunque el vuelo completo fue casi recto hasta la pista, se observaron varios giros en S en la parte final de la aproximación.

1.11.2.2. Parámetros de vuelo. Descenso y aproximación final

Se observó en los datos obtenidos que las fases de despegue y crucero del vuelo fueron normales. A las 10:53:00 h el avión atravesaba en descenso 12.000 ft a 224 KIAS y con 85% de rpm en ambas hélices. Desde ese punto, se observaron los siguientes datos relevantes:

Hora UTC DFDR	Radio-altura (ft)	Velocidad (KIAS)	Rpm aprox. hélice LH (%)	Ángulo de balance (grados; positivo significa semiala dcha. abajo)	Posición de flap (grados)	NOTAS
10:58:33	2.637	160,3	85%	8,9°	17°	Inicia la aplicación de mando de alabeo.
10:58:48	2.391,6	147,1	85%	26,1°	27°	Alcanza el máximo ángulo de balance a la derecha en esta maniobra.
10:59:05	2.097	136,4	85%	-29,4°	27°	Alcanza el máximo ángulo de balance a la izquierda en esta maniobra.
10:59:21	1.514,5	139,7	85%	4,9°	28°	Inicia de nuevo alabeo a la derecha.
10:59:28	1.263,5	138,1	85%	32,6°	35°	Alcanza el máximo ángulo de balance a la derecha en esta maniobra.
10:59:52	631,2	134,8	85%	-18,1°	36°	Alcanza el máximo ángulo de balance a la izquierda en esta maniobra. Entre 597 y 227 ft se generan un total de cuatro avisos de GPWS 1.
10:59:59	426,1	129,4	85,8%	-8,8°	36°	La velocidad de giro de las hélices 1 y 2 empieza a incrementarse.
11:00:03	501,9	129,6	100,7%	6,2°	36°	La hélice 1 alcanza 100% rpm.
11:00:28	108,1	121,4	99,1%	4,1°	36°	Las hélices 1 y 2 empiezan a disminuir su velocidad. Desde las 11:00:03 h, el ángulo de balance ha alcanzado -10,2° y luego se ha invertido hasta 4,1°.

La aproximación fue muy inestable, incluyendo los valores de velocidad de descenso, como se puede ver en la Figura 1.11.2.2.1. Hubo cuatro avisos de «SINK RATE» del GPWS (véase Figura 1.11.2.3.1) a causa de la alta velocidad de descenso, y fueron ignorados.

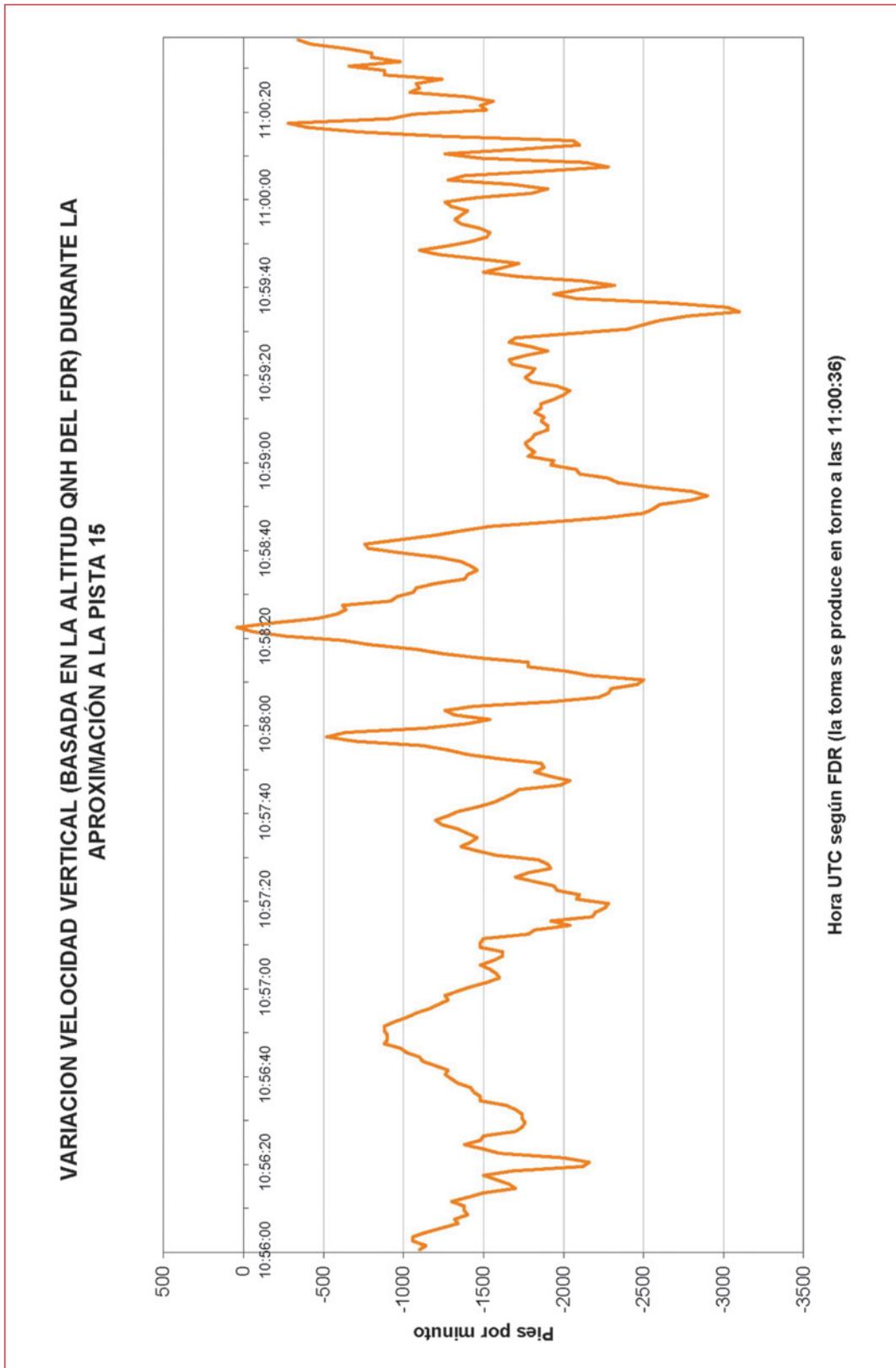


Figura 1.11.2.2.1. Velocidad vertical. Aproximadamente 15 seg antes de la toma la velocidad vertical estaba entre 1.500 y 1.000 fpm

1.11.2.3. Parámetros de vuelo. Toma de tierra y carrera de aterrizaje

La toma y la carrera de aterrizaje se estudiaron con detalle. Se han incluido varios gráficos en el Apéndice D. Se adjunta una tabla con los valores de los parámetros más relevantes desde las 11:00:29 h (con el avión a 47,2 ft de radio-altura) hasta las 11:00:59 h (cuando el DFDR se paró). Los parámetros correspondientes al segundo XX deben interpretarse como «grabados entre el segundo XX y el segundo XX + 1 en algún punto, dependiendo de la palabra del submarco de datos en el que se graba el parámetro» (hay 64 palabras en cada submarco, es decir, en cada segundo).

El convenio de signos es como sigue:

- Cabeceo: el sentido positivo es morro arriba. Se graba una vez por segundo, en la palabra 36 de cada submarco.
- Alabeo: el sentido positivo es semiala derecha abajo.
- Rumbo: el sentido positivo es sentido horario desde el norte.
- Columna de mandos: el sentido positivo es mandar morro de avión arriba.
- Posición del timón de dirección: el sentido positivo es morro a la derecha (pedal derecho deflectado). La posición del timón se graba dos veces por segundo (parámetros «RUDD» y «RUDDA»). Los valores máximos son $+20^\circ$ y -20° .
- La señal discreta de aire/tierra se graba dos veces por segundo (en las palabras 24 y 57 de cada submarco) en el DFDR. La señal se extrae de la pata izquierda del tren principal. Una compresión de 38 mm (1,5 in) de la pata activa el microinterruptor de aire/tierra.
- La radioaltura se graba una vez por segundo (en la palabra 33 de cada submarco). Su exactitud es $\pm 4,272$ ft por debajo de 75 ft.
- La aceleración vertical se graba ocho veces por segundo. El sentido positivo es aceleración hacia arriba. Los valores máximo y mínimo son $+6$ g y -3 g y la exactitud 0,09 g.
- La aceleración longitudinal se graba cuatro veces por segundo. El sentido positivo es hacia delante. Los valores máximo y mínimo son $+1$ g y -1 g y la exactitud 0,02 g.

Como se puede apreciar en la Tabla 1, al principio de la maniobra de aterrizaje (a 50 ft) la velocidad era aproximadamente 117 KIAS. Había un viento casi totalmente cruzado que soplabá desde la derecha del avión (240° , 12 kt, en comparación con 150° de rumbo del avión) y por lo tanto la semiala derecha estaba abajo ($6,9^\circ$) y el timón de dirección deflectado $8,5^\circ$ en sentido morro a la izquierda en una maniobra de mandos cruzados. La velocidad de la hélice izquierda era aún 99,1% mientras que la de la hélice derecha era 94,9% rpm. El ángulo de cabeceo era $7,3^\circ$ morro abajo, y fue aumentando en el sentido morro arriba hasta que alcanzó los $-0,6^\circ$ a las 11:00:36 h.

Un valor máximo de aceleración vertical de 1,329 g (parámetro «aceleración vertical 3», ya que esta aceleración se graba 8 veces por segundo) se grabó en una cierta posición entre los segundos trigésimo sexto y trigésimo séptimo. Esto implicaría que la máxima aceleración se alcanzó aproximadamente a las 11:00:36.375 h (véase gráfico de la aceleración vertical en el Apéndice D) y la velocidad era entonces de entre 107,3 y 98,0 kt.

Tabla 1. Toma y carrera de aterrizaje del PH-FZE (segundo XX significa 11:00:XX h UTC)

SEG	AIR	AIR A	ASPD KIAS	COLUMN deg	FF 1 lb/h	FF 2 lb/h	MHDG degrees	PITCH deg	RALT ft	ROLL deg	rpm 1 %	rpm 2 %	RUDD deg	RUDDA deg
29	1.	1.	117,6	-0,2	86,4	70,3	151,1	-7,3	47,2	6,9	99,1	94,9	-8,5	-8,6
30	1.	1.	129,4	-6,9	86,4	71,8	150,0	-3,2	32,3	4,4	99,7	94,5	-8,6	-8,5
31	1.	1.	119,2	-2,9	86,4	68,8	148,1	-4,7	23,8	3,0	99,7	93,2	-6,9	-7,6
32	1.	1.	115,3	-2,3	87,5	73,2	148,0	-3,0	15,5	3,3	98,4	91,3	-11,3	-10,2
33	1.	1.	119,5	-4,5	86,1	74,3	148,0	-1,1	9,7	3,4	97,7	90,7	-8,6	-11,0
34	1.	1.	117,6	-0,3	87,5	77,6	148,1	-2,3	6,6	3,8	97,6	90,5	-9,1	-12,3
35	1.	1.	108,8	-2,7	87,5	76,2	148,2	-0,9	3,8	6,6	96,4	88,6	-15,7	-15,7
36	1.	1.	107,3	-5,3	87,5	74,3	-174,9	-0,6	-0,1	5,0	94,7	86,6	-12,9	-8,8
37	1.	0.	98,0	-9,3	90,5	76,2	146,8	-2,0	-0,1	-2,9	93,9	86,0	-4,9	-4,1
38	1.	1.	101,1	-9,8	116,5	109,5	148,6	-1,8	-0,1	3,0	95,6	88,4	0,7	-10,2
39	1.	1.	93,0	-9,8	74,3	82,0	152,8	-1,1	-0,9	-0,9	92,1	86,3	-15,5	-4,8
40	1.	1.	95,5	-9,4	71,4	79,1	152,6	-1,5	-0,9	-0,4	88,4	84,1	-4,5	0,6
41	1.	1.	87,4	-9,9	71,4	74,3	150,4	-0,9	-0,1	-0,4	85,9	82,2	0,1	0,4
42	1.	1.	94,9	-9,1	77,3	76,2	149,0	-1,6	-0,9	-0,4	84,4	81,2	3,6	3,4
43	1.	1.	85,9	-9,3	77,3	76,2	149,0	-1,6	-0,9	0,2	82,9	79,9	1,5	0,2
44	1.	1.	82,0	-9,1	86,1	85,0	148,0	-2,1	-0,9	0,1	81,4	79,5	1,1	4,0
45	0.	0.	86,3	-8,5	83,5	86,4	147,8	-2,2	-2,0	-0,3	80,2	79,1	3,4	7,0
46	0.	0.	80,7	-7,4	90,8	90,5	147,0	-1,8	-0,1	-0,6	79,5	79,1	6,7	7,5
47	0.	0.	77,9	-4,0	91,9	91,9	147,0	-1,8	-0,1	-0,2	79,8	79,6	5,0	14,0
48	0.	0.	74,6	-5,8	90,5	90,5	147,0	-1,0	-0,1	-0,4	79,9	79,6	15,2	11,2
49	0.	0.	68,6	-4,6	93,8	94,8	147,0	-1,1	-0,9	-0,4	79,7	79,2	7,4	10,3
50	0.	0.	69,3	-0,8	95,2	100,7	-157,5	-1,2	-2,0	-0,6	79,5	79,2	16,4	14,4
51	0.	0.	65,9	0,7	89,4	99,2	149,0	-1,0	-0,9	-0,4	79,7	79,6	16,2	20,4
52	0.	0.	65,1	1,8	87,9	100,7	147,1	-0,4	-0,9	-0,5	79,7	79,5	21,7	21,1
53	0.	0.	63,5	0,8	89,4	106,6	148,4	-0,9	-2,0	-0,4	79,3	79,0	13,9	20,7
54	0.	0.	61,7	0,4	75,8	89,0	149,5	-0,9	-2,0	-0,4	76,5	74,9	20,4	21,3
55	0.	0.	61,3	0,4	58,6	67,4	149,8	-0,2	-2,0	-0,4	72,3	70,5	21,4	21,6
56	0.	0.	53,0	6,6	56,8	65,9	-157,5	-0,4	-2,0	-0,7	68,3	66,9	21,6	22,0
57	0.	0.	52,4	7,6	67,0	68,8	150,6	-0,8	-0,9	-0,4	65,5	65,0	22,5	22,4
58	0.	0.	49,6	5,4	75,8	68,8	146,0	-1,5	-2,0	-0,1	63,8	63,9	22,4	22,1
59	0.	1.	48,4	79,1	0,0	10,3	136,2	-90,0	-0,9	0,3	62,7	43,9	17,0	-156,4

En algún momento entre las 11:00:36.500 h y las 11:00:36:625 h, se grabó una radioaltura de $-0,1$ ft. La velocidad seguía estando entre 107,3 y 98 KIAS en esos momentos.

Al mismo tiempo, el alabeo era de entre $6,6^\circ$ y 5° (semiala derecha abajo) y el ángulo de cabeceo entre $-0,9^\circ$ y $-0,6^\circ$ morro abajo, y esto significa que el avión tocó primero con el tren derecho seguido casi de inmediato por el tren de morro. Entonces el ángulo de balance cambió a $-2,9^\circ$ (semiala izquierda abajo) y el tren izquierdo también tocó la pista, generando la señal de «tierra» (que se extrae de la pata izquierda del tren) que se grabó entre las 11:00:37,500 h y las 11:00:38,000 h.

El avión llevaba una velocidad de entre 98 KIAS y 101 KIAS cuando se grabó esa primera señal de «tierra». Los siguientes 14 valores de ese parámetro fueron «aire» de nuevo hasta que a las 11:00:45 h la señal cambió a «tierra» de nuevo y permaneció en esa posición durante el resto del aterrizaje hasta que el avión saltó por el terraplén situado más allá del extremo de la pista.

Para los propósitos de este informe, se consideró que la toma sucedió a las 11:00:36,375 h (momento de máxima aceleración vertical con 1,329 g). Después transcurrió más de un segundo para que se grabara la primera señal de «tierra».

En el momento del contacto de la pata derecha, la velocidad de las hélices era 94,7% (izquierda) y 86,6% (derecha) y continuó descendiendo hasta que se estabilizaron alrededor del 80% aproximadamente entre los segundos 44 y 53.

Después, las velocidades de las hélices descendieron hasta aproximadamente el 65% (segundo 57).

El timón de dirección, que estaba entre 12° y 15° morro a la izquierda antes de la toma, se movió a neutral en el segundo 41 e inmediatamente empezó a deflectarse hacia la posición de morro a la derecha hasta que alcanzó la deflexión máxima de 20° alrededor del segundo 52, y se mantuvo en esa posición hasta el final de la grabación.

Los datos grabados también mostraban que, después de la toma, hubo varias fluctuaciones de velocidad sin que se produjera un descenso apreciable. En el segundo 42, la velocidad todavía era 94,9 KIAS. Después, decreció de modo continuo, aunque la deceleración no fue muy fuerte. El avión saltó por el terraplén con 48,4 KIAS.

En la Figura 1.11.2.3.1 se puede ver un perfil vertical de la aproximación y la toma. La senda de aproximación llevaba un ángulo de 6° hasta el momento en el que el avión estaba a 147 ft de radioaltura. Desde ese punto, la senda de planeo tenía $3,4^\circ$ de inclinación hasta que a los 15 ft la senda cambió a una aproximación muy plana hasta la toma.

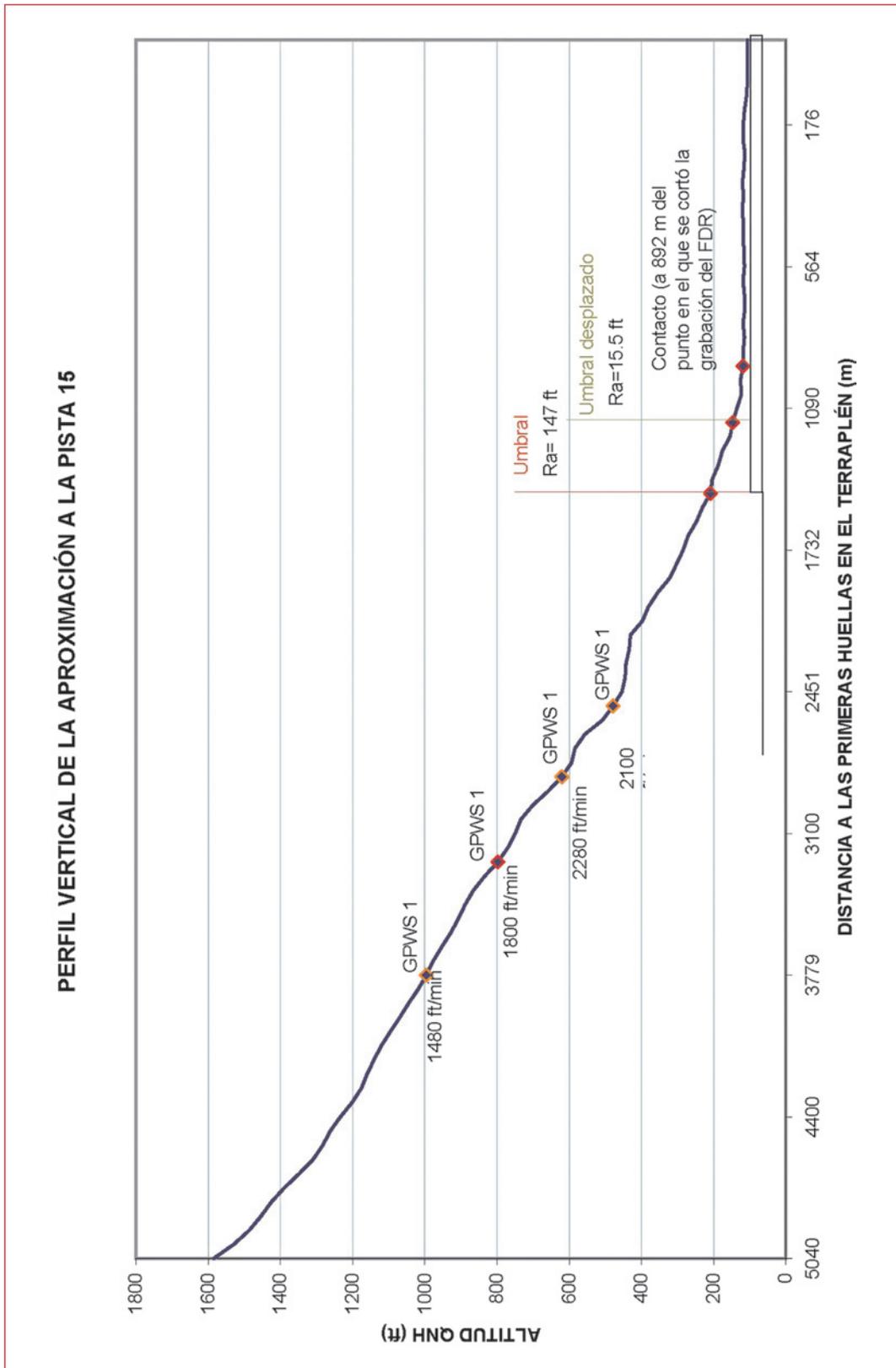


Figura 1.11.2.3.1. Perfil vertical de la aproximación y aterrizaje. El avión recorrió alrededor de 892 m desde la toma hasta el final de la grabación (choque con el terreno en el terraplén)

1.11.2.4. Comparación de parámetros con un vuelo previo

El mismo día del accidente, el avión había volado a Melilla con otra tripulación, y había aterrizado en la pista 15 sobre las 7:00 h. Se analizaron los datos del DFDR correspondientes a ese aterrizaje y se compararon con el vuelo del accidente.

En el Apéndice D se presentan gráficos aproximados comparando la velocidad, aceleraciones, cabeceo, posición de columna de mandos y radioaltura.

Se observaron las siguientes diferencias entre ambos vuelos:

	Vuelo del accidente	Vuelo previo
Velocidad en la toma	Entre 107 y 98 KIAS	Entre 96 y 91 KIAS
Aceleración vertical máxima durante la toma	1,329 g	1,201 g
Ángulo de cabeceo durante la toma	Aprox. entre $-0,6^\circ$ y $-2,0^\circ$	Aprox. $1,1^\circ$ y $0,1^\circ$
Ángulo de la columna de mandos durante la toma	Aprox. entre $-5,3^\circ$ y $-9,3^\circ$	Aprox. entre $3,4^\circ$ y $-0,9^\circ$
Velocidad de giro de la hélice izquierda	Aprox. 95%-94%	Aprox. 80%
Velocidad de giro de la hélice derecha	Aprox. 87%-86%	Aprox. 74%

La deceleración horizontal durante la carrera de aterrizaje fue muy diferente en ambos casos (véase gráfico en el Apéndice D). El valor máximo durante el vuelo previo fue $-0,359$ g, mientras que durante el vuelo del accidente sólo en unos pocos datos grabados fue superior a $-0,250$ g.

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

1.12.1. Huellas sobre la pista y marcas sobre el terreno

En el Apéndice B se incluye un esquema de las huellas y las marcas dejadas por el avión en la pista y en el terreno adyacente, con algunas referencias a las fotos incluidas en el Apéndice C.

El punto exacto de toma no pudo ser determinado por marcas sobre la pista. Aproximadamente a 258 m del umbral 15 se apreciaban huellas de las cuatro ruedas ligeramente marcadas. Inicialmente, parecía que las huellas correspondían a una frenada normal. Aproximadamente a los 15 m, la huella de la rueda 3 empezó a oscurecerse, y al cabo de otros 65 m se veían claros síntomas de que la rueda 3 estaba bloqueada (véase Foto 1 en el Apéndice C).

A 523 m desde el umbral de la pista, la huella oscurecida de la rueda 3 atravesó la línea del eje de la pista (véase Foto 2 en el Apéndice C).

Cerca de la luz de borde de pista n.º 9 (véase el sistema de numeración en el Apéndice B) la huella de la rueda 3, que estaba oscurecida con «aspecto sólido», comenzó a ser menos oscura y, tras pasar a la altura de la luz n.º 8, la huella se hacía totalmente clara en el centro, lo que indicaba que el neumático estaba ya deshinchado.

Al pasar a la altura de la luz n.º 7, las huellas de las ruedas 1 y 2 se hicieron más oscuras y por tanto más visibles.

A la altura de la luz de borde de pista n.º 2, la huella de la rueda 1 salía de la superficie asfaltada de la pista, y el eje de las ruedas 1 y 2 rompió la parte superior de esa luz.

La huella de la rueda 4 se hizo más oscura y el LH MLG continuó rodando por la hierba durante un tramo hasta que pasó por la raqueta del umbral de la pista 33 (véase Foto 3 en el Apéndice C).

Hacia la mitad de la raqueta, la desviación de las huellas hacia la izquierda aumentó notablemente. Entonces las huellas del RH MLG salieron de la raqueta y poco después las huellas de las ruedas de morro también aparecieron en la hierba.

A unos 15 m del final de la zona de parada de la pista, la huella de la rueda 3 también se salió de la pista. En esta zona, la distancia transversal entre las huellas de las ruedas de morro y las de cada par de ruedas de cada lado del tren principal indicaba que el avión estaba derrapando hacia la izquierda. La huella de la rueda 4 sobre la hierba era más profunda que la de la rueda 3.

Las huellas de las tres patas desaparecieron cuando el avión saltó por un terraplén situado al final de la zona libre de obstáculos de la pista 15 (véase Foto 4 del Apéndice C).

Durante una distancia de 26.5 m a lo largo del terraplén (véase esquema en el Apéndice B), no había marcas o huellas, hasta que las ruedas de morro impactaron de nuevo con el terreno y 5 m más abajo se podían ver marcas cortas y profundas de las cuatro ruedas del MLG y después dos socavones profundos de aproximadamente 10 m por 1,5 m fueron excavados probablemente por la parte trasera de las góndolas (véanse las medidas exactas en el Apéndice B y una vista general en la Foto 5 del Apéndice C). Sin embargo, expertos del fabricante que inspeccionaron la zona consideraron poco probable que los socavones hubieran sido producidos por la parte trasera de las góndolas.

Unos pocos metros después, se habían excavado en el terreno otros dos socavones de aproximadamente 5 m por 1,5 m. Aproximadamente hacia la mitad de esos socavones, aparecieron 7 palas de las hélices enterradas. Otras palas se desprendieron en esos puntos y salieron despedidas. La trayectoria de algunas de esas palas se podía apreciar en

varias zonas de hierba que aparecían segadas, aunque las propias palas fueron recuperadas y agrupadas por los servicios de rescate tras el accidente.

Después de su primera aparición, las marcas de ambas ruedas del NLG se apreciaban durante todo el recorrido hacia abajo del terraplén. En un cierto punto tras el segundo par de socavones, las marcas se unieron en un único surco grueso, lo que indicaba que las ruedas del NLG habían girado e iban derrapando en lugar de rodar.

El fuselaje pasó después por encima de una zanja y se detuvo.

1.12.2. *Distribución de los restos*

El avión se detuvo después de chocar contra la valla perimetral del aeropuerto. La parte frontal del fuselaje, incluyendo la puerta 1R y el tren RH, quedaron fuera de las instalaciones del aeropuerto. Las ruedas de morro y del tren derecho habían pasado sobre el murete de hormigón de la valla perimetral, y mostraban daños importantes.

El tren de morro estaba colapsado hacia atrás y las ruedas estaban giradas hacia la derecha. Las llantas de las ruedas estaban fuertemente dañadas y los neumáticos desinflados.

La pata derecha del tren principal estaba extendida y bloqueada. Los neumáticos 3 y 4 se habían deshinchado y en la rueda 3 se apreciaba un gran orificio plano de abrasión. La pata izquierda y sus ruedas no presentaban daños apreciables.

Había un poste de madera cerca de la esquina de la valla perimetral. El poste no sostenía ninguna línea eléctrica, pero tenía un tirante metálico que le unía al suelo. Apparentemente, este tirante ayudó a detener el avión durante el impacto final.

El daño más importante había ocurrido en la parte superior del fuselaje debido al desprendimiento del ala, que giró alrededor de su eje longitudinal inicialmente en sentido horario visto desde la izquierda (es decir, en el sentido borde de ataque arriba) y después en sentido anti-horario (es decir, en el sentido borde de ataque abajo). El primer movimiento hizo que la parte trasera de las góndolas se aplastara contra el terreno del terraplén. El segundo movimiento hizo que los bujes de las hélices golpearan el suelo y provocó el desprendimiento de todas las palas de ambas hélices. Tres palas de la hélice derecha y cuatro palas de la hélice izquierda se encontraron profundamente enterradas en el terreno del terraplén, en el segundo par de socavones. Las otras palas salieron despedidas hacia la izquierda y la derecha de la trayectoria del avión, y su posición final no pudo ser determinada porque fueron movidas y agrupadas durante las tareas de rescate. Los expertos del fabricante consideraban sin embargo que el ala se desprendió del fuselaje en un movimiento de rotación continuo de 360° desde el primer momento en sentido anti-horario visto desde la izquierda (es decir, borde de ataque hacia abajo).

Tras la parada del avión, el ala quedó apoyada sobre el techo del fuselaje, con su borde de ataque izquierdo adelantado 3,5 m y su borde de ataque derecho adelantado 2,5 m con respecto a sus posiciones normales. No se observaron restos de fugas de líquidos en la parte derecha del fuselaje. En la parte izquierda del fuselaje hubo alguna fuga de líquido hidráulico, cerca de la posición del borde de salida de la raíz del ala. La parte derecha del fuselaje tenía arrugas en el recubrimiento producidas por cargas de compresión.

Se observaron daños importantes en varias zonas de la cabina de pasajeros, especialmente entre las filas de asientos 1 y 7. El piso de la cabina se deformó y se levantó entre las filas 6 y 8, coincidiendo con la parte del fuselaje que quedó al aire libre debido a que el techo se movió hacia delante junto con el ala. Tres maleteros de techo se desprendieron, dos de ellos completamente, y cayeron sobre los asientos (véase Figura 1.15.1).

La puerta 1L estaba cerrada y no podía abrirse porque la palanca exterior estaba trabada en el mallado de la valla. Las puertas 1R y 2R estaban abiertas. La puerta 2L estaba cerrada y podía abrirse normalmente desde el interior y desde el exterior.

El resto del avión mostraba daños relativamente pequeños. La parte inferior del fuselaje no mostraba muchas marcas de tierra o hierba salvo en algunas zonas localizadas, lo que indicaba que después del desprendimiento del ala, el avión se movió durante un corto tramo apoyado en el tren de morro. Este hecho coincidía con las marcas observadas en el terreno (véase 1.12.1). Había algo de hierba y tierra acumulada en el protector de la cola y en la compuerta del compartimiento del aire acondicionado.

Se descargaron unos 1.000 kg de combustible de cada semiala.

La carga y el equipaje de la bodega delantera se pesaron tras su descarga y se obtuvo un valor de 240,5 kg.

El personal de rescate descargó la carga y el equipaje de la bodega trasera sin que se efectuara su pesada. Los testimonios recopilados indicaron que esta bodega llevaba un «peso relativamente pequeño», posiblemente unos 120 kg en total, incluyendo varias maletas y paquetes de prensa.

1.12.3. *Situación de los controles e indicadores del avión*

Cuando se inspeccionó la cabina de vuelo tras el accidente, se obtuvo la siguiente información relevante a las circunstancias del accidente:

Ambas ventanillas deslizantes estaban abiertas y la cuerda del copiloto estaba extendida fuera del avión.

Las dos palancas rojas de los frenos alternativos estaban en su posición normal (se accionan contra muelles y, por lo tanto, regresan a su posición normal aunque se hayan accionado).

Sólo una de las botellas extintoras de fuego de los motores había sido accionada (la palanca izquierda había sido girada hacia la derecha y la palanca de la derecha hacia la izquierda).

Las palancas de combustible estaban hacia delante (es decir, abiertas) y atascadas. Los indicadores de par motor mostraban el 20% para ambos motores. La palanca de potencia izquierda estaba ligeramente por delante de ralentí de vuelo. La palanca derecha estaba ligeramente por debajo de ralentí de vuelo.

El altímetro estaba calado a 1.020 mb.

La palanca de flaps estaba a 35°, pero el indicador de flap marcaba 0°. Los flaps estaban realmente desplegados a 35°.

Los siguientes cortacircuitos aparecieron saltados:

- LH Engine sig cond unit (13J) (Part 13, hélice).
- FLIGHT IDLE STOP SOLENOID 1 AND 2 (38J) (Part 38, motor).

El cono trasero de la góndola del motor izquierdo se abrió con gran dificultad, ya que la góndola estaba fuertemente dañada, y se observó que el indicador de presión normal de frenos marcaba 2.000 PSI y el indicador de presión alternativa de frenos marcaba 1.000 PSI.

Se abrió el panel de aviónica (junto a la puerta 1R) y se observó que la caja de control del antiskid («skid control box») tenía los indicadores «GND/FLT» y «28V PWR» saltados, es decir, indicando fallo (mostrando color «blanco y negro»).

1.13. Información médica y patológica

Hubo 10 personas heridas como resultado del accidente. Se llevaron al hospital en Melilla y se les dio de alta antes de 48 h.

Se realizaron varios análisis toxicológicos en busca de alcohol y drogas al piloto al mando, al copiloto y al observador, y los resultados fueron negativos.

1.14. Incendios

No hubo incendio. Un bombero del aeropuerto notó que el avión se salía de la pista y avisó a sus compañeros al mismo tiempo en el que la torre de control activaba la alarma.

La brigada contra incendios, compuesta por 5 hombres y dos vehículos, se dirigió a la pista después de pedir permiso a la torre, llegó al extremo de la pista 15 y después los vehículos volvieron atrás para tomar la carretera perimetral.

Según su informe, cuando los bomberos llegaron a los restos del avión, observaron que todos los ocupantes ya habían abandonado el avión (véase punto 1.15.2). Vieron mucho humo saliendo del motor izquierdo y del tren izquierdo, e inmediatamente aplicaron dos extintores de polvo a esas partes. Después, echaron agua con espuma para refrigerarlas. Se usaron un total de 600 l de espuma y 2 extintores de polvo de 12 kg.

Poco más tarde, llegaron los bomberos de la ciudad de Melilla, y la brigada del aeropuerto volvió a su puesto para mantener el campo operativo.

Cinco bomberos que estaban fuera de servicio acudieron al aeropuerto para intentar ayudar cuando se enteraron del accidente.

1.15. Aspectos de supervivencia

1.15.1. Daños a la cabina

Según los testimonios recopilados, durante el aterrizaje algunos ocupantes pensaron que la toma había sido dura y otros que había sido normal. Algunos de ellos pudieron notar que el avión no deceleraba normalmente. Mas tarde, otros pasajeros no fueron conscientes de que el avión había sufrido impactos de importancia hasta que saltó por el terraplén. Aparentemente no hubo escenas de pánico de los pasajeros hasta que el avión se detuvo y se inició la evacuación. Todos los ocupantes tenían abrochados los cinturones y los arneses (los tripulantes de vuelo y de cabina) y no se informó que hubieran tenido ningún fallo.

Como resultado de los impactos cuando el avión saltó por el terraplén (el último y más alto valor de aceleración registrada fue 5 g), la cabina de pasajeros sufrió daños muy importantes en su parte central, en la que el ala se separó del fuselaje. Los cuatro asientos de la fila 7 se arrancaron y dos maleteros de techo se soltaron y cayeron sobre los asientos (véase Figura 1.15.1). Sin embargo, no hubo daños apreciables a los asientos, maleteros de techo o piso de la cabina desde la fila 8 hacia la parte trasera del avión.

Debido a carga de última hora que se cargó en el avión, el piloto al mando ordenó que los pasajeros se sentaran en la parte trasera del avión. No fue posible determinar exactamente dónde iba sentado cada pasajero. Cuando se les entrevistó, la mayoría no recordaba con exactitud en qué asiento iba sentado, excepto que era generalmente «en la parte de atrás del avión».

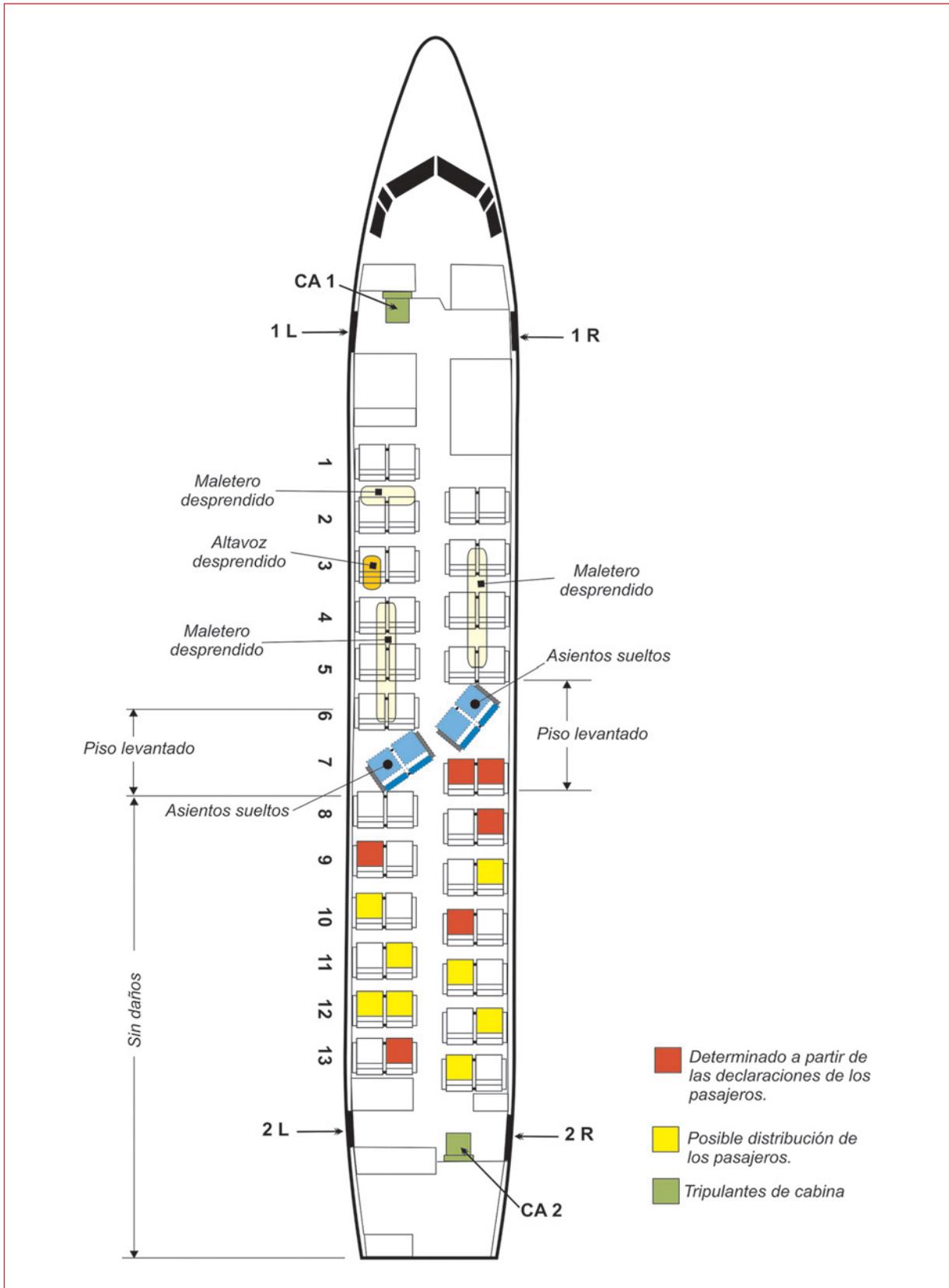


Figura 1.15.1. Esquema de los daños en la cabina de pasajeros

Sin embargo, de acuerdo a la información recopilada, la primera fila ocupada por pasajeros durante el vuelo era la 7 (asientos 7D y 7F, en el lado derecho). Otros asientos que iban ocupados casi con total seguridad eran 8F, 10C y 14C.

Los asientos en la fila 7 se desprendieron, pero los maleteros sueltos no alcanzaron la zona ocupada. Los pasajeros sentados allí sólo sufrieron heridas leves.

Al parecer la mayor parte de la aceleración vertical fue inicialmente absorbida por el tren de aterrizaje y después por la rotura de los herrajes de unión ala-fuselaje, que fracturaron después de una deformación plástica por sobrecarga. Los pasajeros notaron cómo aparecía progresivamente el cielo en el techo de la cabina durante la caída del avión por el terraplén.

1.15.2. *Evacuación de la aeronave*

Los testimonios recopilados indican que después de que se detuviera el avión, la tripulante de cabina sentada delante de la cabina (CA1) fue a ver a la tripulación de vuelo. La tripulante sentada atrás (CA2) esperó instrucciones durante algunos segundos.

La CA1 intentó sin éxito abrir la puerta 1L, ya que su palanca exterior estaba atrapada en el mallado de la verja del aeropuerto. También intentó abrir la puerta 1R y notó que estaba bloqueada. Después de otro intento, pudo finalmente abrirla y abandonó el avión por allí. En la cabina de vuelo, se abrieron ambas ventanillas de emergencia y la cuerda del copiloto se sacó, aunque la tripulación de vuelo abandonó el avión por las puertas.



Figura 1.15.2. Vista de los daños desde la parte trasera del avión

Mientras tanto, la puerta 2R se había abierto sin dificultad y la mayoría de los pasajeros y la CA2 salieron del avión por allí. No se hizo ningún intento de abrir la puerta 2L, que estaba completamente operativa. Al menos dos pasajeros salieron trepando por el hueco que se había abierto en el techo.

Los testimonios sobre el tiempo que llevó la evacuación son variables. Algunos ocupantes dijeron que la evacuación se inició unos 20 s después de detenerse el avión. Los bomberos dijeron que cuando llegaron al lugar todos los pasajeros ya habían salido del avión.

A las 11:01:26 h (t) una cámara de TV de seguridad del aeropuerto empezó a grabar. En esa grabación, se pudo apreciar que aproximadamente a $t + 2$ min y 9 s parecía que todos los pasajeros estaban fuera del avión. A $t + 6$ min y 20 s algunos bomberos del aeropuerto se veían en la escena. Después de 7 min y 30 s del inicio de la grabación, se apreció que se aplicaba polvo al avión. A $t + 7$ min y 40 s, la ambulancia llegó al lugar. A $t + 10$ min 30 s los bomberos de la ciudad de Melilla aparecieron en el lugar.

Todos los testigos dijeron que la evacuación fue rápida y efectiva una vez que se abrieron las puertas.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. *Ensayo de los solenoides del ralentí de vuelo en el campo*

Tras el accidente, con asistencia del fabricante en el lugar del accidente, se conectó la corriente de la batería del avión y se reasentó el cortacircuitos «FLIGHT IDLE STOP SOLENOID 1 AND 2». En esas condiciones, se energizaban ambos solenoides izquierdo y derecho y movían los topes de las palancas. Se observó que si se empujaban en cabina las palancas de potencia contra los topes los solenoides eran incapaces de retirar los topes. Esta condición no hacía saltar el cortacircuitos, aunque debe subrayarse que el avión no tenía corriente eléctrica potente durante la prueba.

Los microinterruptores de aire/tierra (GND/FLT) de las patas izquierda y derecha del tren parecían funcionar normalmente durante la prueba del solenoide de ralentí de vuelo.

1.16.2. *Ensayo en banco de componentes de los sistemas de hélice, tren y frenos*

Se trasladaron los restos principales de la aeronave a un hangar en Málaga y varios componentes se desmontaron para llevar a cabo inspecciones detalladas con la ayuda del fabricante del avión y de los suministradores.

Los resultados relevantes se resumen a continuación, y se subrayan las discrepancias importantes para discutirlos en otros párrafos.

Componente	Resultados relevantes
Solenoide del tope de ralentí de vuelo LH - equipamiento n.º L 2723A	No se encuentran anomalías en los ensayos llevados a cabo.
Solenoide del tope de ralentí de vuelo RH - equipamiento n.º L 2723 ^a	No se encuentran anomalías en los ensayos llevados a cabo.
Cortacircuitos del solenoide del tope de ralentí de vuelo 1 & 2 - equipamiento n.º CB2997A	No se encuentran anomalías en los ensayos llevados a cabo.
Relé - equipamiento n.º K 0887A	No se encuentran anomalías en los ensayos llevados a cabo. Éste es el «ground control relay» (véase párrafo 1.6.3.1.2) y su tiempo de operación se midió en 8,6 milisegundos y se determinó que su tiempo de suelta 16,4 s.
Relé - equipamiento n.º K 2999A	El relé no se energiza cuando se aplica corriente eléctrica a los contactos X1 y X2 y como resultado los contactos no conmutan. La bobina del relé se energiza cuando se aplica corriente eléctrica a los contactos X1 y D2. La resistencia de la bobina del relé es 323,8 ohms. Véase discusión abajo.
Relé - equipamiento n.º K 0262A	No se encuentran anomalías en los ensayos llevados a cabo.
Relé - equipamiento n.º K 0253A	No se encuentran anomalías en los ensayos llevados a cabo.
Arnés de cableado eléctrico del tren principal derecho (RH MLG)	Basado en las etiquetas de identificación (colocadas durante el desmontaje del arnés) los cables de los sensores de velocidad de ruedas LH y RH estaban intercambiados. En el cableado, no había números de cable o números de equipo. El cable etiquetado como n.º 3 era más largo que el cable numerado n.º 4. Véase discusión abajo.
Caja de microinterruptores del freno de aparcamiento	Los microinterruptores S2942A (segundo a la izquierda) y S1678A (primero a la izquierda) estaban físicamente intercambiados. El sello entre el tornillo (para ajustar el microinterruptor) y la pletina estaba roto. Se habían sellado los terminales del cableado correcto. El microinterruptor S1678A (primero a la izquierda) proporcionaba continuidad a un ángulo de aproximadamente +20° (el límite de ajuste es +10°). El microinterruptor S2041A (cuarto a la izquierda) proporcionaba resistencia infinita justo por encima de +10° (el límite de ajuste es +10°). No había números de identificación en el cable conectado al tercer microinterruptor a la izquierda. Véase discusión abajo.

Component	Relevant results
Unidades de frenos	<p>n.º 1 S/N DEC86-0045 Indicador de desgaste (con presión) = 6 mm Los resultados de las pruebas cumplen los requisitos del CMM. No se observan anomalías.</p> <p>n.º 2 S/N APR91-0772 Indicador de desgaste (con presión) = 3 mm. Los resultados de las pruebas cumplen los requisitos del CMM. No se observan anomalías.</p> <p>n.º 3 S/N APR87-0185 Indicador de desgaste (con presión) = 2 mm. Los resultados de las pruebas cumplen los requisitos del CMM. La unidad hubo de ser desmontada y no se observaron anomalías.</p> <p>n.º 4 S/N MAR87-0138 Indicador de desgaste (con presión) = 2,5 mm. Se detectó una fuga interna en la válvula «shuttle». La válvula perdía una gota en 4 minutos y 50 segundos. El resto de las pruebas cumplen con los requisitos del CMM.</p>
Válvula dual de control de frenada LH - equipamiento n.º B 0581A, P/N 6004122 MOD J S/N DEC95-365	La válvula pasó la prueba funcional.
Válvula dual de control de frenada RH - equipamiento n.º B 0720A, P/N 6004122 MOD F S/N SEP88-121	La válvula falló en la prueba funcional. Las curvas de presión frente a corriente estaban fuera de tolerancias. Véase discusión abajo.
Válvula de control de frenos LH	No se encontraron anomalías en los ensayos llevados a cabo.
Válvula de control de frenos RH	Cadencia de pérdida (interna) se encontraba demasiado alta con la palanca «a tope» («full-on») 3,5 cc/min (permitido: 2 cc/min).
Válvula de corte del freno de aparcamiento RH – equipamiento n.º B 0575A	No se encontraron anomalías en los ensayos llevados a cabo.
Parking Brake Shut-off Valve LH - equipment n.º B 0574A	No se encontraron anomalías en los ensayos llevados a cabo.
Válvula «shuttle» (rueda n.º 3)	No se encontraron anomalías en los ensayos llevados a cabo.
Válvula de control de los frenos alternativos RH	<p>Las tuercas de unión estaban desgarradas.</p> <p>Durante la operación de la unidad se oyó un sonido de golpeteo inesperado. La unidad fue abierta y se observó una mancha negra en el pistón, que posiblemente causaba el golpeteo.</p>
Válvula de control de los frenos alternativos LH	La tubería de frenos estaba desgarrada.
Anemómetro LH - equipamiento n.º M 1464A	No se encontraron anomalías en los ensayos llevados a cabo.

Component	Relevant results
Anemómetro RH - equipamiento n.º M 1465A	No se encontraron anomalías, con la excepción de que una bombilla estaba inoperativa.
Anemómetro de reserva - equipamiento n.º M 1501A	No se encontraron anomalías, con la excepción de que todas las bombillas estaban inoperativas.
Caja de control antiskid P/N 6004125; S/N FEB89-0075	Se observaron ciertas discrepancias en las pruebas funcionales. Véase discusión abajo.
Sensor de velocidad de ruedas n.º 1 P/N 6004123-1; S/N APR89-0388	Falló la señal de salida obtenida en la parte de baja velocidad de la prueba funcional. Véase discusión abajo.
Sensor de velocidad de ruedas n.º 2 P/N 6004123-1; S/N APR89-0327	Pasó la prueba funcional.
Sensor de velocidad de ruedas n.º 3 P/N 6004123-1; S/N N/A	Pasó la prueba funcional.
Sensor de velocidad de ruedas n.º 4 P/N 6004123-1; S/N NOV89-0460	Pasó la prueba funcional.

1.16.2.1. Posibles efectos de las discrepancias en el relé K 2999A

Según los especialistas que llevaron a cabo las pruebas, «El relé no conmutaba cuando se aplicaba voltaje a sus conexiones X1 y X2. Tras 5 s (retardo para operar) el relé debería haberse energizado».

También indicaron que «La cantidad de corriente que pasa por el solenoide de ralentí de vuelo depende mucho de la temperatura. A la temperatura de la sala de ensayo los solenoides llevaban $2,36 + 2,3 = 4,66$ A. El circuito está protegido por un cortacircuitos de 7,5 A. Al mirar en las tablas [adjuntas a su informe] se puede concluir que la corriente puede exceder los 7,5 A a temperaturas más bajas. El efecto del fallo del relé K 2999A es que no se proporciona un límite a la corriente después de 5 s de operación. Esto significa que las altas corrientes que se mencionan en las [tablas proporcionadas en su informe] continuarán circulando en tanto los solenoides estén energizados. Puesto que los cortacircuitos contienen dispositivos bi-metálicos para detectar altas corrientes, requieren cierto tiempo para calentar los elementos bi-metálicos antes de abrir el circuito eléctrico [...]. Esto implica que corrientes ligeramente superiores a las del tarado del dispositivo no producirán una activación inmediata del cortacircuitos. Otro efecto que debe tenerse en cuenta es el incremento de temperatura de los solenoides una vez que se aplique corriente. Este efecto limitará la corriente.

A la vista de lo anterior, no puede excluirse que el cortacircuitos saltara debido al fallo del relé K 2999A y a la alta corriente subsiguiente.

Sin embargo, a la vista de las características del cortacircuitos (los elementos bi-metálicos requieren cierto tiempo para calentarse) es poco probable que saltara inmediata-

mente después de la toma (los solenoides de ralentí de vuelo se energizan cuando se detecta tierra en alguna de las patas del tren principal o cuando se detecta velocidad de ruedas en el canal interior o exterior en una de esas patas).

También es posible que el cortacircuitos saltara debido a las aceleraciones durante el impacto en el terraplén o debido a un cortocircuito cuando se separó el ala.»

Posteriormente el fabricante informó que «En el vuelo aludido la temperatura más baja a la cual se vieron sometidos los solenoides fue de unos cero grados Celsius. Esto habría provocado corrientes en los solenoides de un máximo de 2,85 y 3,55 A, respectivamente. En suma hubieran producido 6,40 A que está muy por debajo del nivel de salto del cortacircuitos que es 7,50 A. Por lo tanto, la posibilidad teórica de que saltara el CB a temperaturas más bajas no es relevante para las circunstancias de este vuelo, especialmente si se considera también que el calentamiento de los solenoides una vez energizados bajará las corrientes iniciales de 2,85 y 3,55 A». El fabricante consideraba que es una aproximación conservativa el usar cero grados como temperatura de los solenoides teniendo en cuenta la grabación de datos de temperatura total del aire (TAT) desde el inicio hasta el fin del vuelo y la correspondiente estimación de la temperatura estática del aire. La sonda de temperatura está situada en la zona del carenado de la unión ala fuselaje. En el recinto de los capots de los motores (donde se encuentran los solenoides del tope de ralentí de vuelo) se sabe que la temperatura es generalmente del orden de 40-50 grados mayor que la temperatura estática del aire.

1.16.2.2. Posibles efectos de las discrepancias encontradas en la caja de microinterruptores del freno de aparcamiento

La conclusión de los especialistas era: «El interruptor S2041A conmutaba justo por encima de +10° (a +10° el interruptor debería cerrar). El interruptor S1678A conmutaba a un ángulo de +20° (a +10° el interruptor debería cerrar)».

«Una revisión de las dimensiones de la caja de microinterruptores del freno de aparcamiento y el recorrido de la palanca de actuación reveló que este desajuste de los dos microinterruptores no tendría ningún efecto operacional.»

1.16.2.3. Posibles efectos de las discrepancias encontradas en la caja de control antiskid

Los especialistas del suministrador que llevaron a cabo los ensayos declararon que «La caja de control pasó la mayoría de las pruebas operacionales individualizadas. Las discrepancias que se encontraron eran de poca entidad y pueden ser corregidas por una recalibración normal. No es inusual encontrar que las cajas de control requieren cierta recalibración al cabo de varios años. Los límites de los ensayos están establecidos con poca tolerancia para permitir márgenes de variación durante la vida en servicio».

«De los cuatro canales individuales del antiskid, que controlan independientemente cada una de las cuatro ruedas, el canal interior derecho es el más afectado. Los efectos de la alta ganancia del modulador y la baja ganancia del detector en cierto modo se cancelan mutuamente cuando se aplican conjuntamente.»

«Aunque esta caja no está en un estado óptimo, el sistema todavía funcionará eficientemente, especialmente en una pista seca.»

«Ninguna de las discrepancias encontradas conducirá a un mal funcionamiento total de ninguno de los canales individuales o del conjunto completo del sistema de frenos.»

1.16.2.4. Posibles efectos de las discrepancias del sensor de velocidad de ruedas n.º 1

Este componente detecta la velocidad de la rueda exterior del tren principal izquierdo. Un examen visual mostró que el acoplador estaba suelto y semi-desprendido del resto de la unidad. El daño era consistente con un impacto importante al acoplador.

Este sensor falló en la salida que proporcionaba en la parte de baja velocidad de la prueba funcional, porque la relación entre los voltajes de salida máximo y mínimo a 200 rpm con 10 K (10.000 ohm) de carga de resistencia era 1,29, mientras que el máximo permitido era 1,20. Sin embargo, la unidad pasó todos los restantes puntos de prueba.

Los especialistas que realizaron la prueba consideraron que la discrepancia encontrada en la zona de bajas rpm se debía al daño del acoplador, porque a bajas rpm el engraje no gira lo bastante rápido como para evitar que el acoplador dañado mantuviese un cierto deslizamiento.

1.16.2.5. Posibles efectos de las discrepancias de la válvula dual de control de frenada n.º 2

Esta válvula de control «dual» en el tren principal derecho tiene dos subconjuntos, interior (que controla la presión a la rueda n.º 3) y exterior (que controla la presión a la rueda n.º 4).

Ambos subconjuntos o «válvulas de control» estaban marginalmente fuera de la envolvente de tolerancias de las curvas de presión versus corriente.

La condición de fuera de tolerancia de la válvula de la rueda n.º 4 proporcionaría una presión a la cual se produce la apertura más alta que en una válvula «dentro de tolerancia».

Los especialistas del suministrador de las válvulas que llevaron a cabo los ensayos también indicaron que la condición de fuera de tolerancia de la válvula de la rueda n.º 3

proporcionaría un funcionamiento adecuado de control de frenada hasta que se alcanzara el punto en el que la relación presión/corriente excediera la envolvente de tolerancias, lo cual ocurrió en este caso al 84% de la corriente máxima. Esta condición, unida a un bajo coeficiente de fricción (en pista mojada o ante la falta de peso en ruedas), podría contribuir a la perforación del neumático por bloqueo y desgaste. Para el daño en el neumático también se requeriría la contribución de una alta velocidad del avión (a o cerca de la velocidad de toma) y una aplicación total de frenos.

Se remarcó el hecho de que esas anomalías de funcionamiento eran normales en válvulas con similar período de vida en servicio, y que todos los otros parámetros de las pruebas funcionales estaban dentro de límites aceptables.

1.16.2.6. Posibles efectos del cruzado de cables del arnés eléctrico del tren principal derecho

Según los especialistas que llevaron a cabo los ensayos, «Las conexiones izquierda y derecha se encontraron intercambiadas. Las medidas obtenidas mostraron que el cableado marcado como rueda n.º 3 estaba conectado a la conexión derecha del sensor de velocidad de ruedas en el conector P 1199B, y el cableado marcado como rueda n.º 4 estaba conectado a la conexión izquierda del sensor de velocidad de ruedas en el conector P 1199B».

«El conductor del sensor de velocidad de ruedas entra en el eje del tren principal no en el centro sino a la derecha del eje. Esto significa que el cableado a la rueda n.º 3 (la rueda izquierda o interior del tren derecho) debe ser más largo que el cableado a la rueda n.º 4 (la rueda derecha o exterior del tren derecho). Se confirmó que el cableado marcado como rueda n.º 3 era más largo que el marcado como rueda n.º 4.»

«Esto apoya la conclusión de que las conexiones del sensor de velocidad de ruedas izquierda y derecha estaban intercambiadas.»

Para asegurar en qué condición estaba el cableado en el momento del accidente, el fabricante del avión llevó a cabo un estudio más detallado bajo la supervisión del DTSB de los Países Bajos. Las conclusiones de ese estudio fueron:

1. El arnés en cuestión muestra desviaciones respecto a las especificaciones de los planos.
2. La longitud de los cables izquierdo y derecho no estaban en concordancia con la especificación del plano de instalación y los procedimientos del boletín de servicio ni con los procedimientos del AMM.
3. Es prácticamente imposible desmontar (e instalar) los conectores del sensor de velocidad de ruedas si el cable etiquetado como n.º 4 hubiera estado instalado en el eje de la rueda n.º 3, y por lo tanto es muy improbable que los cables hubieran estado instalados de tal modo, de lo que se deduce que no estaban etiquetados incorrectamente.

4. Basándose en la identificación (etiquetado) de los cables y en los resultados de medida de resistencia, la conexión eléctrica entre los sensores de velocidad de ruedas izquierda y derecha estaban intercambiados.

En opinión del fabricante de la aeronave, «El efecto del cruzado de los cables de conexión de los sensores de velocidad de ruedas sería que la función de control de frenada se perdería. Si, por ejemplo, la rueda interior deslizase entonces la unidad de control de frenada generaría una señal de alivio de presión de frenos a la válvula de control de frenada del exterior. Esto significaría que la rueda interior permanecería deslizando mientras que la presión de la rueda exterior continuaría disminuyendo. El proceso continuaría en tanto en cuanto se siguiera aplicando frenos (asumiendo que la rueda interior sigue deslizando)».

1.16.3. *Estimación de las actuaciones de la aeronave*

El AFM del avión, Sección 6.06.02, versión 1, Edición 004, indica que la longitud de campo requerida para el aterrizaje («Required Landing Field Length») para un peso al aterrizaje de 17.800 kg y 35° de flaps es 1.030 m cuando se atraviesa el umbral de la pista a 50 ft de altura y con 1,3 Vs (aproximadamente 95 kt) en condiciones de viento en calma. La distancia de aterrizaje realmente necesaria es 618 m, ya que se aplica un factor de seguridad del 60%. Esta distancia real de aterrizaje es la distancia necesaria para llegar a detener completamente el avión desde un punto a 50 ft sobre la superficie de aterrizaje en una pista nivelada, suave, seca y de superficie dura con temperatura estándar, antiskid operativo y sin usar reversa de hélices (que se debe considerar un medio adicional de seguridad). Esta distancia real se divide por 0,6 y se obtiene la mencionada «Required Landing Field Length» de 1.030 m.

Se pidió al fabricante información sobre la distancia de aterrizaje necesaria cuando el avión tenía las hélices en ralentí de vuelo durante la carrera de aterrizaje.

Su respuesta fue que con 20.000 kg de peso al aterrizaje y con 35° de flaps la distancia obtenida en ensayos en vuelo a propósito de obtener datos para el AFM (con 1 motor inoperativo y en bandera y el otro en ralentí de tierra) era 686 m. En el caso de tener los motores al ralentí de vuelo esa distancia sería 721 m. El dato que aparece en el AFM es 1.143 m (es decir, 686 m dividido por 0,6). Con 15.000 kg estos valores serían 549 m, 616 m, y 915, respectivamente. El efecto de tener los motores al ralentí de vuelo sería parecido a tener unos 2.000 kg menos de peso en ruedas, debido a la sustentación producida por la estela de las hélices.

El fabricante añadió que la distancia requerida de aterrizaje aumentaba rápidamente con la velocidad de toma. Para un peso al aterrizaje de 17.758 kg y una velocidad de toma de tierra de 89 kt la distancia requerida en tierra con motores al ralentí de vuelo sería unos 450 m. Sin embargo, una velocidad de toma de 100 kt requeriría unos 750 m de recorrido en tierra.

El fabricante también informó que un aterrizaje con una rueda bloqueada llevaría a un fallo del neumático poco después de la toma e impondría que toda la carga de ese lado del tren de aterrizaje tuviera que ser soportada por la otra rueda. Si el par de frenada no fuera el factor limitador, esa rueda podría, al menos teóricamente, producir el doble de la fuerza normal de frenada, y por lo tanto habría sólo un efecto marginal en la distancia de aterrizaje. Sin embargo, el piloto debería aplicar sobre ese pedal casi el doble de la fuerza aplicada sobre el otro, ya que de lo contrario el avión tendería a girar hacia el lado con los dos neumáticos intactos y la deceleración sería menor.

1.17. Información sobre organización y gestión

1.17.1. Organización de Air Nostrum

Air Nostrum es un operador que realiza vuelos regulares de carácter regional entre muchos pares de ciudades de España, suroeste de Europa y norte de África.

Tiene una importante flota que incluye aeronaves Fokker 50, Canadair Regional Jet, De Havilland Dash 8, y ATR 72.

Estaba autorizado bajo JAR-145 a realizar mantenimiento programado en aeronaves Fokker 50. El avión PH-FZE estaba alquilado con tripulación a Air Nostrum por parte de Denim Air. Sin embargo, estaba siendo mantenido por personal de Air Nostrum en las fechas del accidente debido a otros acuerdos entre ambas compañías.

1.17.2. Organización de Denim Air

Denim Air B.V. tenía un Certificado de Operador Aéreo (de acuerdo a JAR-OPS) cuya última revisión había sido emitida por la Autoridad de Aviación Civil (CAA) de los Países Bajos el 28 de octubre de 2002, con autorización para operaciones de transporte de pasajeros y de carga con una flota de 7 DHC-8-315 y 9 Fokker 50. Las áreas de operación aprobadas eran Europa del Este y del Oeste y Marruecos.

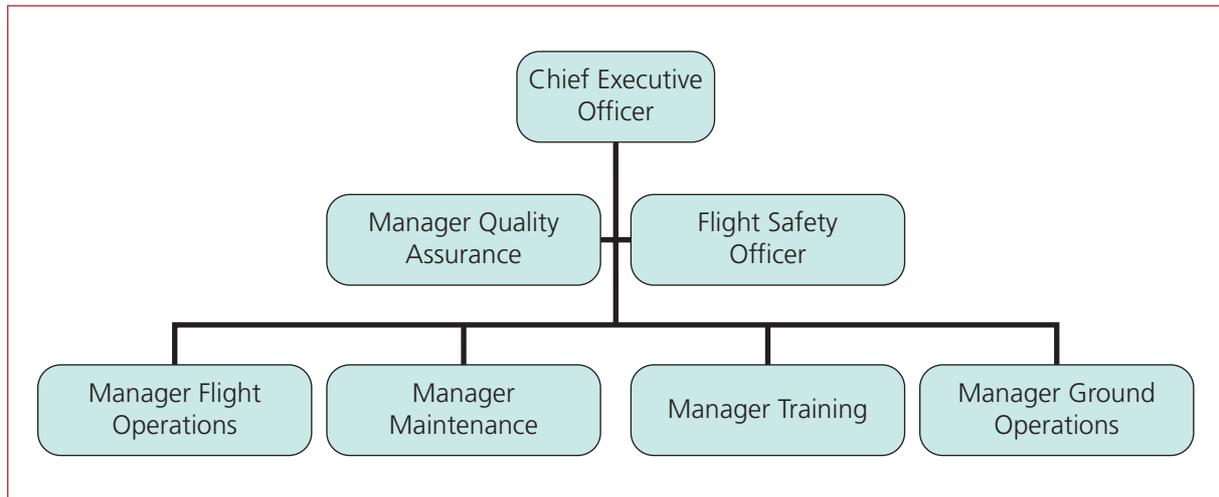
La compañía también disponía de una aprobación de la CAA de su sistema de mantenimiento para Dash 8 Q315 y Fokker 50.

Anteriormente había sido parte del grupo Air Nostrum. Existía una estrecha relación entre ambas compañías.

En el momento del accidente, varios aviones, incluyendo el PH-FZE, estaban alquilados con tripulación a Air Nostrum. Sin embargo, el mantenimiento de esos aviones lo realizaba Air Nostrum en sus bases en España.

De acuerdo a la información incluida en su Manual de Operaciones (OM), Parte A, 9 de febrero de 2001 que estaba a bordo del avión tras el accidente, la organización de

Denim Air estaba en línea con JAR-OPS. Esta organización incluía un «Flight Safety Officer», un «Flight Operations Manager», un «Ground Operations Manager», un «Training Manager», y un «Maintenance Manager» (véase el gráfico adjunto).



En el Manual de Operaciones, el papel del «flight safety officer» estaba definido y descrito. Se indicaba que «El jefe de seguridad en vuelo informa directamente al gestor responsable, dependiendo del tipo(s) de informe». Sus responsabilidades eran:

- Llevar a cabo las tareas asignadas por el «Manager Flight Operations», o por el «Manager Training».
- Proporcionar la información relevante a los procedimientos de Seguridad en Vuelo al «Manager Flight Operations» o al «Manager Training».
- Coordinar las actividades con el «Coordinator Cabin Crew Training».

Sus deberes eran:

- «— Establecer y mantener un régimen de Seguridad en Vuelo que cumple o excede los requisitos legales.
- Coordinar los esfuerzos de Seguridad en Vuelo realizados en general para entrenamiento de la tripulación de vuelo y de cabina.
- Iniciar programas para alcanzar y mantener una concienciación de riesgos por parte de todas las personas involucradas en las operaciones.
- Evaluar la información relevante de accidentes y incidentes.
- Cooperará estrechamente con el “Manager Quality Assurance”.»

1.17.2.1. Requisitos de calificación y de experiencia reciente de la tripulación

No se encontró en el OM ninguna restricción relativa al gradiente de autoridad en cabina o a diferencia de experiencia entre miembros de la tripulación.

1.17.2.1.1. *Piloto al mando*

Según el OM de la compañía, se requería que el piloto al mando hubiera completado en los noventa días precedentes al menos tres despegues y tres aterrizajes como piloto a los mandos, en un avión o un simulador aprobado del tipo que se fuera a usar.

Adicionalmente, puesto que Melilla estaba calificado como un aeropuerto B (un aeropuerto que requiere consideraciones adicionales como características inusuales o limitaciones de actuaciones) de acuerdo al OM (Sección 8.1.2.5), un comandante necesitaba estar calificado para él después de haber estudiado cuidadosamente el briefing de ese aeropuerto descrito en el OM, Parte C.

1.17.2.1.2. *Copiloto*

Denim Air requería que un copiloto tuviera una licencia de piloto comercial (JAA CPL) con al menos 100 h de experiencia en bimotores en Europa, y no se le permitía accionar los mandos durante despegue y aterrizaje a menos que hubiera actuado como piloto a los mandos durante el despegue y el aterrizaje en el tipo que se estuviera usando en los 90 días precedentes.

Después de completar el entrenamiento en vuelo y verificación como parte de un curso de conversión, los copilotos tenían que volar un mínimo de 40 sectores bajo la supervisión de un comandante designado, que estaba específicamente entrenado.

No había requisitos para calificación del copiloto o mínima experiencia para volar a aeropuertos tipo B como Melilla o, en el propio aeropuerto, para volar a la pista 15 que estaba considerada la pista más difícil.

1.17.2.1.3. *Concepto de aproximación estabilizada en el Manual de Operaciones de Denim Air*

En el OM, el concepto de Aproximación Estabilizada (en el sentido del Anexo 6 y el Documento 8168 de OACI) no estaba incluido. La única referencia a aproximaciones se encontró en el texto en la Sección A-8, «Operating Procedures», página 66, donde se indicaba que «Durante todas las aproximaciones la senda de planeo del avión debe ser cuidadosamente monitoreada. Esto es de particular relevancia cuando se lleven a cabo aproximaciones de no precisión en las que las comprobaciones de altitud/altura versus distancia/puntos de notificación deben ser observados estrictamente».

1.17.2.1.4. *Uso del GPWS*

El citado OM, Sección A-8, página 47, 9 de febrero de 2001, incluía algo de información relativa al uso del GPWS. Se indicaba que «Siempre que se reciba un aviso [del GPWS], sin embargo, la respuesta inmediata debe ser nivelar las alas e iniciar un ascenso a máxi-

mo gradiente a la MSA [altitud mínima de seguridad, "minimum safe altitude"] del sector que se esté volando, excepto como se indica en el párrafo 8.3.5.1 siguiente».

«Párrafo 8.3.5.1: Avisos – Acción discrecional del comandante. La respuesta a un warning puede ser limitada, sólo si:

- (a) El avión se está operando de día in condiciones VMC que permiten mantenerse a 1 NM horizontalmente y 1.000 ft verticalmente de las nubes, y con una visibilidad de vuelo de al menos 5 NM; y
- (b) Es inmediatamente obvio para el comandante que el avión no está en peligro con respecto a su configuración, proximidad al terreno o maniobra de vuelo que se está realizando.»

El modo 1 del GPWS es «Excesiva velocidad de descenso» («sink rate»). El modo 2 es «Excesivo régimen de proximidad al terreno». Ambos modos se proporcionan sólo cuando la aeronave está por debajo de 2.500 ft sobre el terreno local. Por lo tanto, se indica que «si no se toma ninguna medida correctora, transcurrirán un máximo de unos 20 s entre la recepción inicial de la alerta/aviso y el contacto con el suelo, y este valor todavía disminuirá si el régimen de descenso es excesivo, o si hay terreno ascendente debajo del avión».

En el AOM preparado por el fabricante, que iba a bordo del avión como parte del OM del operador, indica en la sección 7.08.01 que si se recibe un aviso del sistema de aviso de proximidad al terreno, se requiere una acción correctora inmediata a menos que sea obvio que el aviso puede ser ignorado. En el caso de que se anuncie un régimen excesivo de descenso, «alterar inmediatamente la senda del avión lo suficiente como para detener el aviso».

En JAR-OPS 1.395 «Ground Proximity Detection» (Cambio 1, 1 de marzo de 1998) se indica: «Cuando cualquier miembro de la tripulación o un sistema de aviso de proximidad al terreno detecte una proximidad indebida al terreno, el comandante o el piloto al cual se le haya delegado la conducción del vuelo se asegurará de que inmediatamente se adopta una acción correctora para establecer condiciones seguras de vuelo».

1.18. Información adicional

1.18.1. *Concepto de aproximación estabilizada*

El Anexo 6 de OACI «Operaciones de Aeronaves», Parte I, Apéndice 2, «Contenido del Manual de Operaciones» indica que tal manual debería contener al menos lo siguiente:

- 5.18 Procedimiento de aproximación estabilizada.
- 5.19 Limitación de velocidad de descenso al aproximarse al suelo.

En el Documento de 8168 de OACI, «Operación de Aeronaves», Volumen I, Parte IX, Capítulo 3, se proporcionan algunas guías para este procedimiento de aproximación estabilizada. Debería incluir los parámetros para una aproximación estabilizada, y proporcionar datos relativos al menos a los siguientes factores:

- Gama de velocidades correspondientes a cada tipo de aeronave;
- Régimenes de potencia mínimos correspondientes a cada tipo de aeronave;
- Gama de actitudes correspondientes a cada tipo de aeronave;
- Tolerancias de desviación de la altitud de cruce;
- Configuraciones correspondientes a cada tipo de aeronave;
- Velocidad máxima de descenso; y
- Finalización de listas de verificación y de sesiones de información a la tripulación.

En general, todos los vuelos deberían estar estabilizados de acuerdo a los parámetros previos definidos por el operador a una altura no inferior a 500 ft sobre el umbral de la pista (1.000 ft para vuelos en condiciones meteorológicas instrumentales).

Según este documento de OACI, los procedimientos operacionales estándar del operador deberían incluir la política de hacer motor y al aire en el caso de que la aproximación no estuviera estabilizada con los parámetros mencionados arriba o si se desestabiliza en cualquier punto. Esta política y el correspondiente procedimiento deberían ser remarcados con entrenamiento de las tripulaciones.

Varios operadores han incluido este concepto en sus manuales de operaciones, usando las recomendaciones del correspondiente grupo de trabajo de OACI. Se indica normalmente que la aproximación estabilizada requiere un ángulo constante de senda de planeo y un régimen de descenso constante hasta la toma. Sólo se requieren pequeños cambios de rumbo y ángulo de cabeceo para mantener la senda de aproximación. La potencia del motor está estabilizada y el avión compensado para mantener la velocidad requerida en la senda de planeo deseada.

Una práctica extendida en la industria consiste en considerar que los siguientes parámetros no se deben exceder a 500 ft sobre el umbral (en condiciones VMC):

- Velocidad de aproximación entre V_{ref} y $V_{ref} + 15$ kt.
- Velocidad vertical por debajo de 1.000 ft/min.
- Ángulo de cabeceo de acuerdo a los procedimientos operacionales estándar.
- Ángulo de balance por debajo de 7° .
- Velocidad respecto al suelo por debajo de $V_{ref} - 5$ kt.

Si cualquiera de esos parámetros fuera excedido, se requeriría un aviso del piloto que monitorea (PM) al piloto a los mandos.

La siguiente tabla muestra los regímenes de descenso (en ft/min) necesarios para mantener un cierto ángulo de senda de planeo dependiendo de la velocidad del avión.

Velocidad (kt)	Ángulo de senda de planeo (grados)					
	Vref +/- viento	2,5°	2,75°	3°	3,25°	3,5°
90		395	435	475	525	560
100		440	485	530	580	620
110		485	535	585	635	680
120		530	585	640	690	745
130		575	635	690	750	805

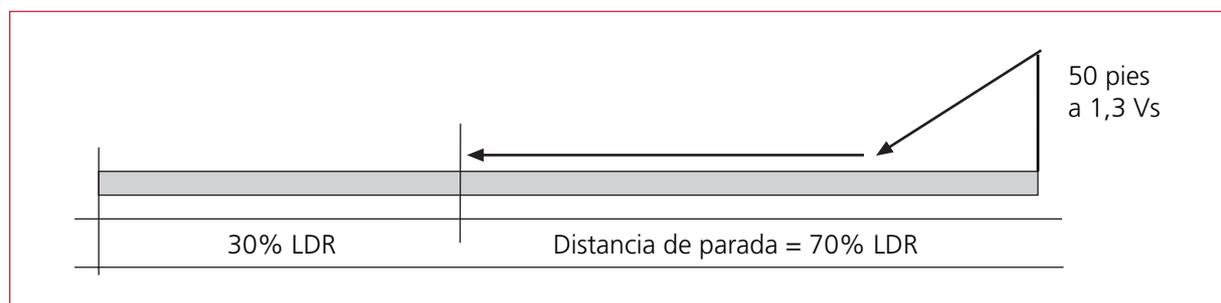
1.18.2. Requisitos de distancia de aterrizaje

La distancia de aterrizaje es la distancia horizontal usada por un avión desde un punto a 50 ft de altura sobre la pista a Vref (1,3 Vs) para llegar a detenerse completamente, usando medios de frenada normales u otros medios que puedan ser operados con seguridad y sin una habilidad especial. Esta distancia no incluía, en el caso del avión involucrado en este accidente, el uso del empuje proporcionado por la reversa de hélices.

La aproximación debe efectuarse a una velocidad no inferior a 1,3 Vs (velocidad de pérdida). Esta velocidad es conocida como la velocidad de referencia (95 kt para el PH-FZE el día del accidente).

Los requisitos conjuntos de operación, JAR-OPS párrafo 1.515 «Aterrizaje – Pistas secas» indicaba que el operador garantizaría que un avión turbohélice con el peso al aterrizaje calculado puede detenerse completamente desde 50 ft de altura sobre la pista en el 70% de la distancia disponible de aterrizaje en la pista que se esté usando. La certificación de la longitud de campo requerida del AFM del Fokker 50 está basada en el valor más conservativo del 60% como se indica en el punto 1.16.3.

Puesto que la distancia disponible de la pista 15 de Melilla era 1.082 m (de un umbral al otro), la máxima distancia disponible para detener el avión desde 50 ft para cualquier modelo de avión turbohélice o peso sería 757 m (70%), y 324 m (30%) sería el margen de seguridad proporcionado por las normas.



Longitud mínima de pista requerida para aterrizaje (LDR) JAR 1.515 (turbohélices)

1.18.3. *Instrucciones proporcionadas por el operador para los aterrizajes en Melilla*

El OM, Parte C «Route and Aerodrome Information» (23 de septiembre de 2002) emitido por el operador incluye un briefing para el Aeropuerto de Melilla. El briefing es bastante completo y se indica que la pista preferida para el aterrizaje es la 33. Al aterrizar en la pista 15, «se debería tener gran cuidado», y el uso de «flap 15°» (debe entenderse como flap 25°) está permitido, aunque se debe considerar el uso de flap 35°.

La «Performance Guide Fokker 50», que es otra parte del OM, proporciona a los pilotos algunas guías de actuaciones para aterrizar en ciertos aeropuertos. Se indica que «las técnicas de pilotaje tienen un gran impacto en la distancia de aterrizaje». Por ejemplo, un incremento del 10% en la velocidad de toma causa un incremento del 20% en la distancia de la carrera de aterrizaje. La guía dice: «Cuando sea posible, usar la pista más larga posible, que proporcionará un margen de seguridad añadido».

Los cálculos de distancias requeridas de aterrizaje no usan el beneficio de empuje de reversa de hélice, excepto cuando al aterrizar en pistas resbaladizas.

La guía proporciona el máximo peso para longitud de campo de aterrizaje usando el 70% de la distancia disponible de aterrizaje (LDA). En la pista 15, con viento en calma o en condiciones de hasta 20 kt de viento en cara, tanto con flaps 25° como con 35°, el peso máximo de aterrizaje es 19.730 kg (con antiskid siempre operativo). Éste es también el límite superior de peso para aterrizajes en la pista 33 en las mismas condiciones.

Sin embargo, si el coeficiente de frenada es 0,40 o inferior, este peso se reduce para la pista 15, mientras que para la pista 33 el límite de peso no cambia para coeficientes de frenada de 0,40, 0,35, y 0,30. A modo de ejemplo, con flaps 25° y coeficiente de frenada de 0,40, el límite de peso para la pista 15 es 17.662 kg (comparado con los 17.693 kg de peso al aterrizaje que llevaba el PH-FZE en el momento del accidente).

1.18.4. *Acciones de seguridad de mantenimiento llevadas a cabo por el operador del avión*

Después de que se encontrara que los sensores de velocidad de ruedas de la pata derecha del tren principal podrían haber estado con las conexiones eléctricas cruzadas, el operador llevó a cabo una inspección de sus otros Fokker 50 en su flota para asegurar que esos sensores estaban conectados correctamente. El resultado de la inspección fue que todos los cableados estaban correctos.

1.18.5. Acciones de seguridad operacionales llevadas a cabo por el operador

El 22-1-2003 el operador emitió un «Daily Operational Bulletin» (Mess. Code GE-28-170103) para revisar los procedimientos existente «para ampliar los márgenes de seguridad operacional más allá de los requeridos por los estándares legales existentes». Esas medidas no implicaban ninguna relación directa con la causa del accidente del PH-FZE. El boletín incluía las cuatro partes que se resumen a continuación.

1.18.5.1. Briefing sobre el aeropuerto

Se recordaba que Melilla estaba clasificado como un aeropuerto tipo B y cada miembro de la tripulación estaba obligado a revisar el briefing del OM antes del vuelo hacia MLN. La pista preferida era la 33, en particular con un peso de aterrizaje considerablemente inferior que el peso de aterrizaje limitado por actuaciones. Los aspectos de performances tendrán prioridad respecto a la elección de pista, y cualquier aspecto económico o de confort de los pasajeros será ignorado en esta decisión. Como se menciona en la sección 1.17.2.1.2 precedente, no había requisitos de experiencia del copiloto para aterrizajes en ambas pistas del Aeropuerto de Melilla.

1.18.5.2. Tablas de viento en cola

Se avisa que no está aprobado el aterrizaje en la pista 15 de MLN con viento en cola. No se autoriza el despacho de un vuelo a MLN con el antiskid inoperativo ni el aterrizaje en ninguna pista de MLN con el antiskid inoperativo.

1.18.5.3. Técnicas de vuelo

Se avisa que el terreno en pendiente en las proximidades de Melilla podría provocar una aproximación inestable. Se mencionan las políticas del OM, al igual que las técnicas de aterrizaje para mantener un margen suficiente cuando se aterrice en pistas críticas.

1.18.5.4. Condiciones anormales y de emergencia

Si hay un fallo de selección de ralentí de tierra tras la toma, durante la carrera de aterrizaje se deben seguir las provisiones del correspondiente procedimiento del AFM (véase sección 1.6.4.2).

Si hay un fallo del tope automático del ralentí de vuelo, se hará referencia al OM B 3.17 «Bulletin 38».

También se indica que «Si se nota que la frenada normal es inferior a la prevista y la longitud de pista remanente es crítica, se considerará la opción de usar los frenos alternativos. Tenga cuidado porque el control de frenada no estará disponible».

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

Ninguna.

2. ANÁLISIS

2.1. General

La aeronave estaba preparada para volar de Málaga a Melilla de un modo normal en la mañana del 17 de enero de 2003. Había completado muchos vuelos a y desde Melilla sin ningún problema importante en los últimos meses.

La tripulación estaba bien descansada y preparada para el vuelo. Según los testimonios, no se observó nada anormal durante las inspecciones prevuelo. Debido a que el piloto al mando vio que se estaba cargando mercancía de última hora en la bodega delantera, ordenó que los pasajeros se sentaran en la parte trasera de la cabina. Si se han interpretado correctamente las hojas de carga del avión (véase párrafo 1.16.6), lo que ocurrió fue que de los 339 kg que inicialmente se preveían cargar en la bodega trasera, 153 kg no se cargaron finalmente a bordo, y el peso real en ese compartimiento fue de 174 kg. La carga en la bodega delantera era la misma que se preveía inicialmente, 218 kg, excepto por las dos maletas (17 kg) de las tripulantes auxiliares que finalmente se cargaron allí. En cualquier caso, el peso y la posición del centro de gravedad del avión estaban confortablemente dentro de los límites aprobados y, es más, podría aducirse que el avión iba ligero lo que favorecía un aterrizaje en una pista tan corta como la del Aeropuerto de Melilla.

El cambio de la posición de los pasajeros ordenada por el piloto al mando resultó ser la decisión más afortunada que pudo haberse tomado porque, a la vista del daño sufrido por la cabina, las heridas potenciales que podrían haber sufrido los ocupantes durante el accidente podrían ciertamente haber sido catastróficas.

Había un tercer piloto actuando como observador en la cabina de vuelo, lo cual era una práctica normal del operador para ayudar a pilotos que habían obtenido recientemente la habilitación de tipo a obtener experiencia con la operación del avión. El piloto al mando estuvo proporcionándole a él y al copiloto mucha información durante las fases de crucero y descenso del vuelo, y las conversaciones en la cabina permiten confirmar que el comandante, además de tener mucha experiencia de vuelo con el Fokker 50, también estaba muy familiarizado con la ruta a Melilla y con el propio aeropuerto. La diferencia de experiencia entre el comandante y los otros dos pilotos era abrumadora (12.900 h del comandante contra 457 h del copiloto y 250 h del tercer piloto; el copiloto había obtenido su habilitación de tipo hacía sólo cuatro días, y ése era su tercer vuelo a Melilla y su primer aterrizaje en la pista 15).

El cambio de la pista 33 a la pista 15 de Melilla, debido a la solicitud de otro vuelo de compañía, fue el primer factor de distorsión para el vuelo ANS-8276.

Según la información recogida, la razón probable de esa solicitud era evitar realizar un rodaje de vuelta a lo largo de la pista para llegar a la plataforma, lo que sucede cuan-

do se aterriza en la pista 33. Si el aterrizaje se hace por la 15, hay una posibilidad de usar directamente la única salida disponible si la velocidad ha disminuido lo suficiente. Del otro modo, es necesario llegar a al final de la pista y girar el avión usando la raqueta. Con esta práctica, probablemente se intentaba ahorrar algo de tiempo bloque para el vuelo de vuelta.

El controlador de tráfico aéreo dijo que en ese caso ambos aviones tenían que usar la pista 15 y preguntó al PH-FZE si aceptaban esa pista. El controlador no expresó ninguna preferencia o aconsejó el uso de ninguna pista. Sólo informó al PH-FZE de la petición del otro vuelo de compañía. Según la información recogida, el controlador consideró que la pista a usar era una decisión de los pilotos al mando de ambas aeronaves en aquellas circunstancias.

Sin embargo, puesto que la discusión sobre la pista no fue captada por la tripulación del PH-FZE en un primer momento porque estaban discutiendo otros asuntos en la cabina en esos momentos, les llevó un cierto tiempo valorar la nueva situación, lo que les dejó menos tiempo para adaptar la posición y la configuración del avión a la nueva pista que iba a ser usada.

En cualquier caso, el piloto al mando del PH-FZE no vio ningún problema en usar la pista 15 pero cambiando su previsión inicial a 35° de flaps y 95 kt de velocidad de referencia. Sin embargo, decidió pedir el viento en final. Había indicado previamente que si el viento fuera 260/7 aterrizarán en la pista 15 pero, si fuera un poco más fuerte, harían un motor y al aire.

El resultado del cambio fue una aproximación muy inestable y una elevada velocidad de toma. Sin embargo, parece que esos factores no deberían haber impedido un aterrizaje satisfactorio incluso en la corta pista de Melilla si todos los medios de frenada y de reversa de hélice hubieran estado disponibles, aunque hubiera quedado poca pista remanente después de haber detenido el avión, debido a dicha alta velocidad de aproximación final, al hecho de que el avión flotara, etc. El piloto al mando declaró que pensaba que la aproximación y el punto de la toma habían sido normales, aunque las condiciones de viento habían sido turbulentas («bumpy»).

Después de la toma, la posición de ralentí de tierra y de reversa de hélice no pudieron ser seleccionadas y hubo un mal funcionamiento del sistema de frenos que produjo en último término la falta de adecuadas actuaciones de frenada y el desvío del avión hacia la izquierda hasta que se salió de la superficie asfaltada de la pista.

La información proporcionada en la Parte I de este informe no permite una rápida identificación de un único factor que fuera el principal contribuyente al accidente. Parece al contrario que la cadena de factores que normalmente conducen a un accidente y a sus consecuencias fue incluso más patente en este caso.

Las siguientes secciones intentan analizar las complejas causas mecánicas del accidente y los factores operacionales que les sirvieron como detonantes o que pudieron haber actuado como factores contribuyentes. La última sección intenta cubrir los aspectos de seguridad en cabina y de supervivencia en este suceso.

2.2. Disfunciones de los sistemas del avión durante la carrera de aterrizaje

Parece que dos circunstancias diferentes afectaron la capacidad de deceleración de la aeronave: la imposibilidad de seleccionar el ralenti de tierra/reversa de hélice después de la toma, y mal funcionamiento del sistema de frenos que provocó una deficiente actuación de los frenos y el desinflado del neumático n.º 3 debido a desgaste plano por bloqueo.

La distancia de aterrizaje en pista seca del AFM no tiene en cuenta la capacidad de la reversa de hélice. Por lo tanto, con una velocidad normal de toma y usando únicamente frenos (con el antiskid siempre operativo) la aeronave debería haber sido capaz de detenerse dentro de los 1.082 m de distancia de aterrizaje disponible que tenía la pista 15, desde el punto en el que estaba a 50 ft sobre el umbral hasta el extremo de la pista, porque llevaba casi 2.000 kg menos del límite de peso para aterrizar en dicha pista en condiciones de viento en calma o viento en cara (véase párrafo 1.18.1). Como este cálculo era «Longitud de campo de aterrizaje usando el 70% de LDA», incluso proporcionaba un margen de seguridad del 30% para variaciones operacionales como diferentes velocidades de toma, coeficiente de frenada menor, retraso en la aplicación de frenos, etc.

Por lo tanto, el primer e importante factor que afectó la capacidad de frenada de la aeronave fue el estado del sistema antiskid, ya que el aterrizaje en la pista 15 de Melilla no estaba permitido sin antiskid excepto en el caso de tener fuertes vientos en cara. Se acuerdo a los testimonios recogidos, no hubo indicación o aviso de mal funcionamiento del antiskid antes de la toma, aunque parece altamente probable que el sistema no funcionara correctamente después de la toma.

En resumen, incluso en la corta pista de Melilla, los márgenes de seguridad permitían algún tipo de fallo simple, por ejemplo un mal funcionamiento del antiskid (que sería compensado por la capacidad de deceleración proporcionada por la reversa de hélice) o la imposibilidad de seleccionar reversa después de la toma (que no se tenía en cuenta en los cálculos en cualquier caso).

Sin embargo, la aparición simultánea de ambas circunstancias durante el mismo aterrizaje excedió los márgenes de seguridad y provocó en último término el accidente.

La probabilidad de que ambos fallos ocurrieran al mismo tiempo debería ser muy baja. Se considera que la fiabilidad de ambos sistemas (frenos y reversa de hélice) debería hacer esa combinación de fallos extremadamente improbable, al menos inferior que una

vez cada mil millones de horas de vuelo (10^{-9}). Los requisitos de certificación «Federal Aviation Requirements» (FAR) Parte 25 establecen que si se instalan mecanismos de antiskid, esos mecanismos y los sistemas asociados deben diseñarse de modo que ningún fallo simple probable resulte en una pérdida peligrosa de capacidad de frenada. El término «probable» significa una probabilidad mayor de 10^{-5} .

Las siguientes subsecciones analizan la posible influencia de cada factor.

2.2.1. *Disfunciones del sistema de frenos*

En este accidente, parece que las siguientes anomalías de sistema de frenos parecen haber coincidido durante un período de tiempo indeterminado:

1. Cruzado de los cables del arnés de los sensores de velocidad de ruedas 3 y 4, que parece haber permanecido sin detectar desde el 19-06-2002 hasta el 17-01-2003 (véase 1.6.5).
2. Funcionamiento fuera de especificaciones de la válvula dual de control de frenada del tren derecho en determinadas circunstancias. El suministrador informó que este funcionamiento es normal en válvulas con ese tiempo de vida en servicio, y por lo tanto hay dudas de que se debiera considerar un mal funcionamiento en el sentido normal de la palabra.
3. Funcionamiento no óptimo de la caja de control antiskid. El suministrador informó que las discrepancias encontradas eran de carácter menor y podrían ser corregidas por una recalibración normal, y que no era inusual encontrar que las cajas necesitaran cierta recalibración al cabo de los años.

El cruzado de los cables de los sensores de velocidad de ruedas del tren derecho significa que cuando la rueda 4 lleva mucha velocidad, el sistema recibe la señal de que es la rueda 3 la que está a alta velocidad, y por lo tanto se aplica más presión de frenada a esa rueda. Entonces, cuando la rueda 3 disminuye su velocidad a causa de esa mayor presión, el sistema piensa que es la rueda 4 la que está próxima a deslizar y libera la correspondiente presión de frenada. Por lo tanto, en una situación teórica, la rueda 3 estaría recibiendo presión todo el tiempo y la rueda 4 nunca recibiría presión. Para iniciar el proceso es necesario que haya diferencias en la velocidad de giro o en la condición de deslizamiento entre ambas ruedas. Esto produciría la perforación por bloqueo de la rueda 3 y, como consecuencia, debido a que la presión de la rueda 4 se estaría aliviando todo el tiempo, la ausencia total de frenada en el lado derecho del avión.

Según el fabricante, el cruzado de los cables del arnés de los sensores de velocidad de ruedas no tiene importantes consecuencias en condiciones normales porque normalmente no se usa una fuerte frenada en el Fokker 50 (ya que se usa ampliamente el ralentí de tierra/reversa de hélice para reducir la necesidad de uso de frenos) y las situaciones de deslizamiento de neumáticos normalmente afectan a la vez a ambas ruedas

de una pata. Por lo tanto, normalmente no habrá necesidad de que el sistema libere toda la presión de una rueda mientras se aplica toda la presión a la otra rueda y de ese modo el fallo puede permanecer latente y sin ser detectado durante cierto tiempo.

Después de un fallo del canal interior del antiskid observado por una tripulación de vuelo, se procedió a reemplazar el arnés de cables de los sensores de velocidad de las ruedas 3 y 4 el 17-06-2002 y, después de algunos cambios de los propios sensores de velocidad, se instaló otro arnés el 19-06-2002 (véase párrafo 1.6.5). Tras el cambio de arneses, en el registro de mantenimiento del avión se anotó «Test OK» y «Checked OK», respectivamente.

La aeronave no había cumplido con el SB F50-32-024, emitido para sustituir los cables que discurrían por dentro de las patas del tren hasta los sensores de velocidad (se habían encontrado esos cables rotos en algunos casos) ni con el SB F50-32-030, en el cual se daban instrucciones específicas para verificar si los cables habían sido cruzados tras la cumplimentación del SB F50-32-024. Sin embargo, esas instrucciones estaban incorporadas en el AMM, y estaban en vigor en el momento del accidente en Melilla aunque en este caso el cruzado de cables del tren derecho no fue detectado.

El AMM indica en la sección de detección de averías de ruedas y frenos (tarea 32-40-00-811-851-A) que la aparición de perforaciones planas por desgaste en un neumático o un neumático reventado podría llevar a la conclusión, después de un complejo proceso de cuatro pasos en diagrama de detección de fallos, que el «cableado del sensor de velocidad de ruedas está instalado incorrectamente – el cableado exterior conectado al sensor de velocidad de la rueda interior». Por lo tanto, la identificación de este fallo por sus efectos en el avión no era inmediata ni obvia.

En el vuelo del accidente, es posible que la falta de reversa de hélice desde el principio de la carrera de aterrizaje hiciera que la tripulación usase una frenada mayor de lo normal, y por esa razón esta configuración anormal que probablemente estuvo latente durante varios meses tuvo en este caso efectos que se notaron en el avión.

Cuando durante la investigación se sospechó de este hecho, se inspeccionó toda la flota de Fokker 50 del operador y no se encontraron otros aviones con los cables cruzados.

A la vista de todas estas circunstancias, se considera conveniente recomendar al centro de mantenimiento que llevó a cabo la sustitución del arnés de cableado que se asegure que se aplican las tareas apropiadas de verificación del AMM y que se y anotan específicamente en la documentación de mantenimiento.

Por otro lado, la válvula dual de control de frenada del lado derecho parecía haber estado en servicio durante unos 14 años sin evidencias de que hubiera sido sometida a revisión general durante ese período. Se indicó que era normal en válvulas de esa

edad que se encontraran en condiciones fuera de tolerancia como la que se encontró en ese caso. Algo similar ocurría con la caja de control del antiskid, en la que se encontraron pequeñas discrepancias que se podían corregir con una recalibración. También se mencionó que no era inusual encontrar cajas de control que requirieran cierta recalibración al cabo de varios años. No se encontró en la documentación de mantenimiento ningún requisito de períodos de revisión general para ambos componentes. El fabricante indicó que los estándares de requisitos que estaban en vigor para el funcionamiento de este tipo de equipos (relacionados con el sistema de control de frenos) en aeronaves de la misma generación que el tipo Fokker 50 consisten en seguimiento de la condición del componente («condition monitoring»), es decir, no hay mantenimiento programado, sobre la base de que el deterioro de actuaciones se manifestará por sí mismo en servicio antes de que puedan ocurrir efectos peligrosos.

Aunque los especialistas dijeron que las discrepancias de la válvula dual derecha y de la caja de control del antiskid eran pequeñas, esto debe entenderse que aplica a los componentes aislados. Si tales discrepancias actúan al mismo tiempo, teóricamente podrían contribuir en determinadas circunstancias a un efecto importante en el avión, como pudiera haber ocurrido en este accidente. Sin embargo, ninguna de esas situaciones pudo ser identificada en este accidente, ya que la discrepancia de la válvula dual derecha hubiera producido un menor alivio de presión ante un deslizamiento en la rueda 3 (si el cableado del sensor no hubiera estado cruzado). En el accidente, se puede por tanto considerar irrelevante. Adicionalmente, las discrepancias en la caja de control antiskid eran marginales.

2.2.2. Imposibilidad de seleccionar la reversa de hélice tras la toma

Es altamente probable que poco después de la toma los solenoides del sistema automático de topes del ralentí de vuelo del sistema de hélice no retiraran esos topes y por lo tanto no pudiera seleccionarse el régimen de ralentí de tierra al primer intento. El piloto al mando dijo que movió un poco hacia delante las palancas de potencia y entonces intentó de nuevo mover las palancas por debajo del ralentí de vuelo, de nuevo sin éxito. No hay información de que lo intentara de nuevo durante el resto de la carrera de aterrizaje. El cortacircuitos «flight idle stop solenoid 1 y 2» apareció saltado tras el accidente, y cuando el sistema se inspeccionó después del accidente, se observó un fallo en el relé K 2999A.

Este relé baja la corriente aplicada a los solenoides de los topes del ralentí de vuelo al cabo de 5 s para evitar que se calienten excesivamente. Si el relé falla, se mantiene continuamente una alta corriente. En una configuración previa, no aplicable al avión PH-FZE a la fecha del accidente (véase 1.6.3.1.3) esto conduciría al salto del cortacircuitos asociado de solenoides 1 y 2 de ralentí de vuelo (1 amperio). Como se ha indicado en el punto 1.16.2.1, el nivel de 7,5 A de salto del cortacircuitos que llevaba el PH-FZE hubiera sido superado con más dificultad, pero la operación continua de los

solenoides con esas altas corrientes podría finalmente resultar en su fallo y en la imposibilidad de seleccionar ralentí de tierra tras el aterrizaje, como indicaba el fabricante en su SED 76-12003.

Sin embargo, los solenoides sólo se energizan en tierra cuando o bien se detecta una velocidad de ruedas suficiente en ambas ruedas de una pata de tren o bien cuando el microinterruptor aire/tierra está en posición de «tierra». En el CVR, se puede oír un sonido claro de toma a las 11:00:37 h (hora DFDR; la primera señal de «tierra» también aparece en el DFDR en ese momento). Un segundo después, el CVR grabó un sonido que se cree pudo deberse a la manipulación de las palancas de potencia en un intento de llevarlas hacia el ralentí de tierra para seleccionar reversa. A las 11:00:42 h, y por lo tanto 5 s después del sonido de la toma, el piloto al mando dijo «No tengo reversa».

Los tres tripulantes de vuelo estaban bastante seguros de que el avión no botó tras la toma, que fue calificada como «positiva» (es decir, moderadamente fuerte). Sin embargo, después del primer dato de «tierra», la lógica cambió a «aire» durante aproximadamente 8 s y después fue «tierra» de nuevo hasta el momento en el que el avión saltó por el terraplén. Finalmente, es útil hacer notar que en los dos vuelos previos el microinterruptor aire/tierra parecía funcionar correctamente en el DFDR después de la toma. Por lo tanto, se considera que durante el vuelo del accidente no hubo un fallo continuo de ningún componente de esta parte de la lógica aire/tierra, o de su grabación en el DFDR.

Teniendo en cuenta estos factores, se llega a la conclusión de que la falta de datos grabados de una activación continua de la señal de tierra después de los primeros momentos de la toma se debió al hecho de que el amortiguador no estaba comprimido lo suficiente para pisar el microinterruptor porque el avión estaba flotando con poco peso en ruedas, aunque sin perder del todo el contacto con la superficie de la pista porque la tripulación no notó un bote ni se grabaron en el CVR sonidos en ese sentido y además no se observaron discontinuidades en la marcas en la pista después de que aparecieran por primera vez. Esto significaría que cuando el tren izquierdo tocó la superficie de la pista, hubo una deflexión del amortiguador de al menos 38 mm, pero después, debido a la velocidad de toma relativamente alta que hizo necesario «empujar» al avión contra la pista, había suficiente sustentación como para reducir ese valor de deflexión del amortiguador hasta el punto de desactivar el microinterruptor durante aproximadamente 8 s.

Si el avión hubiera tomado con el cortacircuitos en posición normal, los solenoides hubieran empezado a energizarse inmediatamente, porque hubo al menos un dato de «tierra» grabado en el DFDR o cuando las ruedas hubieran empezado a girar en esos mismos momentos. La documentación de mantenimiento indica que una señal de tierra activa el relé de control de tierra («ground control relay») (que operaba en 8,6 milisegundos según se midió tras el accidente) y que este relé permanece energizado durante 16 s y completa el ciclo de activación de los solenoides de ralentí de vuelo.

En esas condiciones, cuando el piloto dijo «No tengo reversa», habían pasado 5 s desde la toma, y se considera improbable que el cortacircuitos se hubiera disparado en tan corto período de tiempo desde que los solenoides se hubieran activado.

Por lo tanto, se considera más probable que el cortacircuitos estuviera ya saltado en la toma. Se consideró la posibilidad de que, cuando el tren se bajó en la aproximación a Melilla, los solenoides del ralentí de vuelo se activaran en vuelo durante 16 s como resultado de una condición de fallo de los sistemas asociados al estado de modificación de la caja de control antiskid que ya era conocida (véase 1.6.3.1.3 con referencia a la «Service Letter» 137 del Fokker 50). Normalmente esa activación en vuelo no deseada de los solenoides no tendría consecuencias sobre el avión a menos que el piloto intentara mover las palancas de potencia al régimen de ralentí de tierra. Sin embargo, en este caso, el fallo del relé K 2999A habría hecho que no se disminuyese la corriente de los solenoides al cabo de 5 s, provocando que una alta intensidad de corriente estuviera presente durante todo el período de 16 s. Puesto que el avión PH-FZE llevaba un cortacircuitos de 7,5 A para proteger el circuito de los solenoides, el análisis del fabricante (véase 1.16.2.1) consideraba muy baja la probabilidad de que esto condujera al disparo del cortacircuitos. El proceso que condujo al salto del cortacircuitos no pudo ser identificado con certeza durante la investigación, pero fue un factor contribuyente al accidente muy importante, y se deberían adoptar todas las medidas para corregir disfunciones ya conocidas de ese sistema.

Este cortacircuitos está situado en la parte trasera de la cabina, detrás del asiento del copiloto. No había ningún requisito para verificar su estado durante las fases de aproximación y aterrizaje y, por lo tanto, si su salto se hubiera producido durante alguna de esas fases en el vuelo del accidente, la tripulación no lo habría notado.

La modificación de la caja de control del antiskid con el Boletín de Servicio de «Aircraft Braking Systems Corporation» (ABSC) Fo50-32-24 habría eliminado la posibilidad de activación de los solenoides durante 16 s después de bajar el tren de aterrizaje, pero ese boletín no era obligatorio y no se había cumplimentado en el avión PH-FZE.

Después del accidente, el SB F50-32-38 fue hecho obligatorio por la CAA de los Países Bajos mediante la Directiva de Aeronavegabilidad 2003-091. Este boletín de servicio requiere, entre otras tareas, la modificación de la caja de control antiskid como se refleja en el SB F50-32-24. Por lo tanto, no es ya necesario emitir una posible recomendación de seguridad en este sentido. Además de pedir una actualización de las cajas de control antiskid, la directiva de aeronavegabilidad ordenaba modificaciones relacionadas con ciertas malfunciones debidas a interferencia electromagnética (EMI).

Se consideró inicialmente, que el incumplimiento del avión PH-FZE con el Boletín de Servicio de Fokker SBF50-76-013, que no era obligatorio, incrementaba la posibilidad de fallo del relé K 2999 y causó el disparo del cortacircuito. Sin embargo, como se ha indicado más arriba, el análisis del fabricante consideraba muy improbable este escenario.

En cualquier caso, algún tipo de circunstancia no identificada impidió que se pudiera seleccionar la reversa de hélice. Por tanto, se considera conveniente recomendar que la documentación de análisis de seguridad de este sistema sea revisada para asegurar que todos los posibles modos de fallo han sido adecuadamente identificados y solventados.

Se puede observar que la caja de control del antiskid es un componente común de los sistemas de frenos y de reversa de hélice. Podría haber modos potenciales de fallo que afectarían simultáneamente a ambos modos de deceleración del avión, reduciendo así los márgenes de seguridad previstos durante las carreras de aterrizaje. Sin embargo, esta investigación no pudo identificar ninguno de esos posibles modos comunes de fallo. Aunque no se ha identificado ningún requisito de certificación para aislar los modos de fallo de ambos sistemas para aterrizajes en pistas secas, ya que en ese caso no se tiene en cuenta el beneficio del uso de la reversa, este sistema es utilizado rutinariamente durante las carreras de aterrizaje, durante las que raramente se requiere o se usa una fuerte frenada.

2.3. Aspectos operacionales

La revisión de la información disponible muestra que la operación se llevó a cabo de modo normal durante las fases de despegue, ascenso y crucero. El piloto al mando fue proporcionando mucha información y consejos a los otros dos pilotos. El primer factor que influyó el accidente fue la tardía decisión de cambiar la pista prevista.

2.3.1. Decisión de cambiar la pista

Durante la aproximación y después de los primeros contactos con la torre de Melilla, la tripulación estaba preparada para aterrizar en la pista 33 como vuelo número 1- Esto significaba que se debía entrar en el circuito del aeropuerto ya que el umbral estaba en el lado opuesto del aeropuerto (véase la trayectoria del avión en el Apéndice A).

Sin embargo, había otro tráfico de compañía, con indicativo ANS 8791, que era el número 2 y quería usar la pista 15. En esas condiciones, el controlador no evaluó la posición del número 1, sino que únicamente propuso al comandante usar la pista 15 también, ya que era necesario que ambos aviones usaran esa pista. Se podría argumentar que la posición del PH-FZE era demasiado alta en ese momento para intentar una aproximación directa a la pista 15, pero el controlador consideró que era una decisión del piloto al mando.

La primera mención de un posible cambio de pista se hizo a las 10:54:35 h. Sin embargo, le llevó unos 105 s (10:56:20 h) a la tripulación del PH-FZE darse cuenta de la situación, y entonces tuvieron que tomar la decisión en 6 s y terminaron aceptando esa pista. En esos momentos, estaban a 12 miles en aproximación al VOR, en el radial 330,

con 6.000 ft de altitud. Esto significa que en menos de 4 min tenían que descender unos 6.000 ft para llevar a cabo la aproximación directa. Por tanto, era pequeña la probabilidad de aterrizar el avión tras una aproximación normal y estabilizada empezando en ese punto.

Sin embargo, es posible que el piloto al mando no quisiera interferir con la operación del otro avión, que era de su compañía, y por lo tanto era propenso a completar la aproximación de ese modo. El comandante era el PF en ese momento, y por lo tanto tenía una alta carga de trabajo cuando tuvo que tomar la decisión de aceptar la nueva pista. Los otros dos pilotos no cuestionaron esa decisión en esos momentos- El copiloto llevaba las comunicaciones y, después de que el comandante tomara la decisión, informó a la torre que aceptaban la pista 15.

El comandante incluso descartó su plan previo («si el viento es un poco más fuerte [que 260/7 kt] entonces motor y al aire [es decir, aterrizar en la pista 33]») y decidió aterrizar en cualquier caso incluso con un viento notablemente mayor que ese valor.

2.3.2. *Aproximación final y toma*

Se autorizó al avión a proceder a la pista 15 a las 10:56:13 h. Unos pocos segundos después, el par de los motores se redujo a por debajo del 5%, que corresponde a ralentí. Esta posición de palancas se mantuvo hasta las 11:00:08 h, a 457 ft de radioaltura, cuando se aplicó algo de potencia durante 13 s, y se redujo de nuevo al 5% cuando aún faltaban 15 s para la toma.

Para dar una idea de la gestión de potencia durante el descenso final, se puede reseñar que un valor típico de par para mantener una senda de planeo de 3° está entre el 15% y el 25%, y la reducción final a ralentí se hace unos 4 o 5 s antes de la toma.

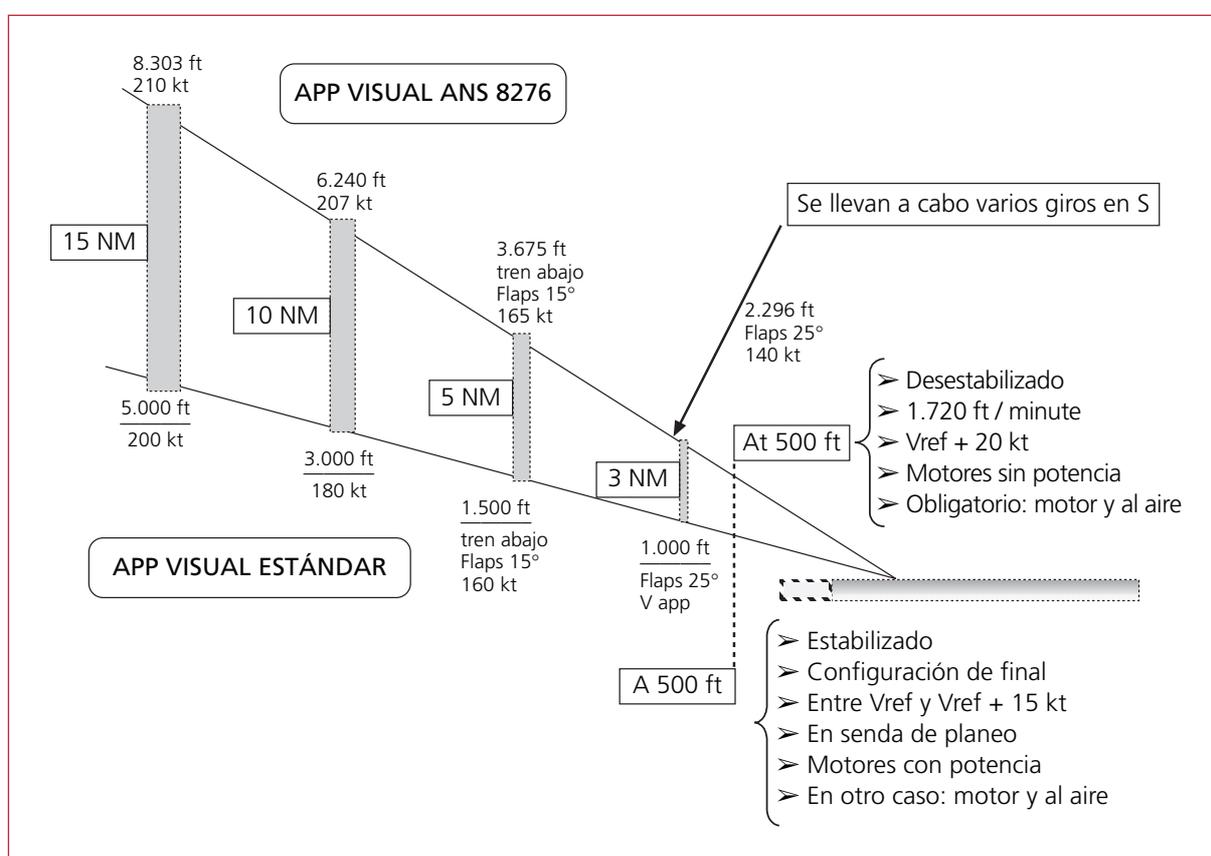
Durante el descenso, el avión estaba alto y por lo tanto se realizaron varios giros en S que implicaron poner el avión con ángulos de balance de +26° y -29° para perder altitud alrededor de las 10:58:45 h (hora DFDR), con una variación importante de la velocidad vertical y de la velocidad de aproximación del avión.

El GPWS generó cuatro avisos de precaución con la voz «SINK RATE» con 1.480, 1.800, 2.280 y 2.100 ft/min. Los últimos dos avios ocurrieron por debajo de 600 ft de altura y el último se oyó en la cabina a las 11:00:12 h, cuando el avión estaba a 227 ft de altura sobre el suelo y con 128 kt de velocidad (la velocidad de referencia era 95 kt con 35° de flaps). El comandante dijo «ignorar» («disregard») porque era consciente que los avisos estaban siendo generados por la aproximación desestabilizada.

Los procedimientos operacionales del operador daban cierta flexibilidad al comandante respecto a la respuesta ante una aviso del GPWS, pero los procedimientos del AOM del

fabricante decían que en el caso de que se anunciara un excesivo régimen de descenso «alterar inmediatamente la senda de la aeronave lo suficiente para detener el aviso». En ese caso, el comandante modificó ligeramente el régimen de descenso, pero no lo suficiente para detener el aviso.

De hecho, a 500 ft sobre el suelo, el avión todavía estaba desestabilizado, con 1.720 ft/min de velocidad de descenso, a V_{ref} más 20 kt, con un senda de planeo distinta de 3° , y con los motores al ralentí. Esto se puede comparar con la política de aproximación estabilizada de OACI (inferior a 1.000 ft/min, entre V_{ref} y V_{ref} más 15 kt, motores con potencia, etc.) para llegar a la conclusión de que se debería haber realizado motor y al aire inmediatamente. El gráfico siguiente compara una aproximación estándar con las condiciones encontradas por el PH-FZE durante su aproximación.



Veinte segundos antes de la toma la velocidad era 147 kt (es decir, 52 kt por encima de la velocidad máxima de toma de 95 k).

Sin embargo, el piloto al mando continuó la aproximación posiblemente confiando en que su dilatada experiencia de vuelo podría hacerle estabilizar la aeronave antes de la toma.

En el análisis de esta decisión, debe considerarse de nuevo que el comandante probablemente no quería alterar la ruta esperada del otro vuelo de compañía que iba detrás

siguiendo y observando su aproximación. El copiloto (que actuaba como piloto que monitorea) no dio ningún aviso de desviaciones significativas de los parámetros de vuelo o cuestionó la idoneidad de la aproximación.

Como se indicó en la sección 2.1 precedente, había un gradiente de autoridad en cabina muy pronunciado entre el muy experimentado comandante y el copiloto, que había obtenido su habilitación de tipo hacía sólo cuatro días a fecha del accidente, y había volado a Melilla sólo en otra ocasión cuando aterrizaron en la pista 33. La política del operador permitía una composición de la tripulación con tan gran diferencia de experiencia, incluso en el caso de pistas de especial dificultad como lo era la 15 de Melilla. Como ha ocurrido en otras ocasiones, es bastante posible que el copiloto no cuestionara la operación en ningún momento porque pensaba que el comandante conocía muy bien ese tipo de aterrizajes en Melilla. Sin embargo, este comportamiento podría haber dado como resultado que el copiloto no llevase a cabo las tareas de monitoreo que debería haber realizado en su función de PNF.

El operador no tenía en su manual de operaciones un procedimiento detallado para aproximaciones estabilizadas, pero incluso el texto general del manual que decía «Durante todas las aproximaciones la senda de descenso del avión deber ser cuidadosamente monitoreada. Esto tiene especial relevancia al llevar a cabo aproximaciones de no precisión en las que las verificaciones altitud/altura frente a distancia/verificaciones de puntos fijos deber ser observadas estrictamente», se podría considerar como ampliamente excedido en este caso.

A 50 ft de altura sobre la pista la velocidad era 118 kt. Según los testimonios recogidos, la tripulación no pensó que se tratase de una aproximación muy inusual o incómoda, aunque reconocieron que fue inestable, y pensaron que se podría completar un aterrizaje normal y seguro sin ningún peligro. La parte final de la aproximación fue muy plana y no hubo virtualmente rotación fina, ya que el piloto tuvo que empujar el avión hacia la pista aplicando palanca hacia delante y, cuando el avión entró en efecto suelo, flotó durante un tiempo. La toma fue bastante firme y el avión, según recordaba la tripulación, no botó, aunque es posible que hubiera poco peso en ruedas durante aproximadamente 8 s.

2.3.3. *Aplicación de frenos y reversa de hélice*

Poco después de la toma (aproximadamente un segundo después de que se grabara en el CVR el sonido de contacto con el suelo), el piloto al mando intentó seleccionar régimen de ralentí de tierra para aplicar reversa de hélice lo antes posible. Puesto que es probable que el amortiguador del tren principal se comprimiera lo suficiente sólo para un valor de señal aire/tierra según se grabó en el DFDR, el bloqueo del ralentí de vuelo sólo se habría retraído si la correspondiente señal hubiera activado el relé de control en tierra de un modo normal. Alternativamente, se debería haber cumplido la otra cir-

cunstancia (suficiente aumento de la velocidad de ruedas). Permanece indeterminado si las ruedas alcanzaron suficiente velocidad in alrededor de un segundo, con el poco peso en ruedas que debía haber debido a la alta velocidad de aproximación final, aunque no es improbable que ocurriera así dada la fuerte toma de tierra que se produjo. El AFM indica que no se debería aplicar reversa antes de que la rueda de morro estuviera en tierra. Según los datos del DFDR, parece que esta condición se cumplió durante el vuelo del accidente.

A la vista de esta circunstancia, se consideró inicialmente posible que un intento demasiado temprano de seleccionar ralentí de tierra hubiera empujado las palancas contra el bloqueo automático de ralentí de vuelo, y por lo tanto hubiera impedido su retracción. Sin embargo, esta posibilidad se consideró improbable, debido a que después del primer intento, el piloto, que tenía gran experiencia en el avión, declaró que había avanzado un poco las palancas e intentó de nuevo la selección el régimen de ralentí de tierra, aunque esto no pudo ser totalmente confirmado por el CVR. Además, como se ha discutido previamente, existió al menos una señal de «tierra» durante la toma, y debería haber sido suficiente para proporcionar las condiciones para la completa activación de los solenoides una vez el relé de control en tierra fuese energizado por primera vez.

Las informaciones recogidas de pilotos experimentados indicaban que el avión es difícil de aterrizar con velocidades de toma tan altas. Tal circunstancia no hubiera tenido una influencia notable con todos los sistemas de deceleración operativos en una pista larga. Sin embargo, en la corta distancia disponible para el aterrizaje en la pista 15 de Melilla, este hecho redujo aún más los márgenes de seguridad.

Puesto que parecía haber habido un problema de alta velocidad de toma, se prestó atención al hecho de que había habido diversas discrepancias observadas entre los dos anemómetros principales (ASI) durante varios meses (véase párrafo 1.6.5), siendo 8 kt la máxima diferencia reportada por las tripulaciones.

Cuando se encontraban en ruta en el vuelo del accidente, la tripulación indicó que había una diferencia de 5 kt entre ASI. El AMM de Fokker permite 5 kt como la máxima diferencia permisible entre anemómetros. Incluso considerando la posibilidad de que la tripulación usara a bordo un ASI que estaba indicando 5 kt por debajo de la velocidad real, y por lo tanto cuando el avión llevaba 118 kt a 50 ft tal y como se grabó en el DFDR ellos pensarán que iban a 113 kt, todavía hay un importante incremento sobre la Vref esperada de 95 kt. La tripulación declaró que eran conscientes de que la velocidad de aproximación era alta.

Después de que la tripulación constatará que no se podía engranar ni el ralentí de tierra ni la reversa, el piloto al mando aplicó frenos y más tarde también el copiloto pisó los pedales de los frenos, pero no notaron una deceleración normal. Es posible que la aplicación de frenos más fuerte de lo normal hiciera que las varias disfunciones latentes descritas más arriba (sobre todo el cruzado de cables de los sensores de velocidad

de ruedas n.º 3 y 4) mostraran sus efectos y produjeran la perforación plana del neumático 3 y la pérdida de capacidad de frenada del tren derecho. El fabricante consideraba que esta pérdida era de más del 50% de la capacidad de frenada del avión.

En esas circunstancias, se analizó si el piloto al mando debería haber aplicado los frenos alternativos, para lo cual hay dos palancas en la parte izquierda de la cabina. Si se hubiera aplicado freno alternativo derecho y toda la presión hidráulica hubiera alcanzado las ruedas derechas, es posible que el avión no se hubiera desviado a la izquierda. El piloto al mando declaró que consideró que esta aplicación hubiera reventado rápidamente todos los neumáticos, empeorando todavía más el control direccional. Parece que no había guías específicas o entrenamiento para el uso de frenos alternativos. El fabricante de la aeronave consideraba que la aplicación de freno alternativo en otras circunstancias se considera en general una decisión asociada a los conocimientos básicos de vuelo, ya que no hay situaciones claramente identificables en las cuales esta aplicación debería ser prescrita. También indicó que es dudoso que algunas instrucciones generales en la descripción de sistemas del AOM sobre los beneficios del freno alternativo en caso de potencia de frenada menor de la esperada hubieran ayudado a la tripulación en este caso concreto. Además, como el piloto asumió correctamente, puede ocurrir a menudo que la capacidad de frenada incluso empeore debido a la falta de protección antideslizamiento, especialmente debido a que (en un sistema correctamente cableado) estas situaciones casi siempre ocurren en pistas con fricción reducida.

Sin embargo, a la vista del hecho de que un piloto experimentado no usó tal sistema en este caso (cuando la fricción de la pista era normal) en el que la cadena de circunstancias ocurrieron en una rápida sucesión, se considera en todo caso conveniente emitir una recomendación de seguridad para proporcionar más entrenamiento a las tripulaciones de vuelo para ayudarles en situaciones similares a tomar decisiones rápidas respecto a la aplicación de sistema alternativo de frenada.

2.3.4. *Distancia de aterrizaje*

Uno de los efectos de la aproximación desestabilizada era la necesidad de mayor distancia de aterrizaje lo cual, en la corta pista de Melilla, tenía un importante efecto. Los siguientes factores tienen normalmente influencia en la distancia requerida de aterrizaje:

- a) Alta velocidad de referencia: Cada nudo por encima de la velocidad de referencia requerida sobre el umbral puede añadir 20 a 30 ft de distancia de aterrizaje realmente usada. En este caso, la velocidad a 50 ft era 118 kt, aunque el umbral se cruzó a 15 ft (la aproximación final fue muy plana) con 115 kt de velocidad. Esto significaría 20 kt sobre la velocidad de referencia esperada y unos 400 ft-600 ft de penalización en la distancia.
- b) Elevada altitud sobre el umbral: Cruzar el umbral a 100 ft en lugar de a 50 ft podría añadir unos 950 ft a la distancia requerida de aterrizaje. En este caso, el umbral se

cruzó a 15 ft de altura, pero entonces este hecho probablemente supuso problemas de rotación y que el avión flotara.

- c) Viento en cola: 10 kt de viento en cola podrían añadir unos 800 ft de distancia de aterrizaje. En este caso, aunque no es posible saber exactamente la componente de viento en el momento de la toma (el controlador había proporcionado el dato de 240/12 kt variando entre 210 y 300), parece que no había una componente significativa de viento en cola.
- d) Exceso de velocidad de toma. La toma ocurrió con entre 107 kt y 98 kt, mientras que la velocidad recomendada de toma estaba entre 95 kt y 85 kt (puede asumirse que la toma ocurrió con unos 10 kt de exceso de velocidad). Después de la primera señal de «tierra» se grabaron unos 7 s de señal de «aire», lo que significaba que había un peso en ruedas menor del esperado. Incluso en una toma normal (sin fallo de frenos) este exceso de velocidad causaría problemas al flotar el avión (es decir, una menor efectividad en la acción de frenada) y una penalización estimada en alrededor de 20 ft por cada nudo de exceso. En este caso, este factor podría haber añadido unos 200 ft de distancia adicional.

En otras palabras, asumiendo que no hubiera reversa disponible, la cual no se tiene en cuenta en cualquier caso en los requisitos de distancia de aterrizaje para pista seca, incluso en el caso de que el sistema de frenos hubiera estado funcionando normalmente, el avión habría necesitado:

618 m (distancia normal de la carrera de aterrizaje) más 244 m (los 244 m u 800 ft de penalización resultantes de los 600 ft de elevada velocidad de referencia más los 200 ft por flotar el avión debido a la alta velocidad de toma) lo que daría un total de 862 m de distancia real o penalizada de aterrizaje.

Por lo tanto, el margen de seguridad del 30% de LDR (265 m) proporcionado como adición a la distancia real habría sido casi totalmente gastado debido a la aproximación desestabilizada y a las elevadas velocidades sobre el umbral y de toma.

La longitud de la pista era de 1.082 m, y por lo tanto tenía todavía 220 m de margen extra, pero el fallo de frenos fue decisivo para provocar la salida de pista.

El análisis de las marcas sobre la pista y de la trayectoria basada en el DFDR lleva a la siguiente conclusión (hay 54 m entre el umbral 33 y el punto en el que el DFDR detuvo su grabación):

- a) La toma ocurrió a 838 m desde el umbral 33 (es decir, a 244 m desde el umbral 15).
- b) Las primeras marcas de frenada se observaron a 824 m del umbral 33 (es decir, a 258 m del umbral 15).

Véanse la Figura 1.11.2.3.1 y el Apéndice B con un esquema de esas marcas y de la trayectoria.

2.4. Aspectos de seguridad en cabina y supervivencia

Como se ha discutido en otras partes de este informe, hubo mucha fortuna en que todos los pasajeros estuvieran sentados más atrás de la fila de asientos 6, y sólo hubo heridas leves en este accidente en el que se alcanzaron grandes aceleraciones en la estructura del avión y todo el conjunto del ala se desprendió de su unión al fuselaje.

Al parecer todos los pasajeros tenían sus cinturones abrochados, y los objetos sujetos a inercia que se soltaron en la cabina, especialmente los pesados maleteros de techo, no afectaron seriamente a ningún ocupante. Después, la evacuación se llevó a cabo de una manera ordenada mientras los bomberos intentaban alcanzar los restos de la aeronave. La llegada del primer vehículo contra incendios se retrasó porque inicialmente se dirigieron al extremo de la pista 15. Puesto que el vehículo no podía descender a través del empinado terraplén, tuvieron que dar la vuelta y usar la carretera perimetral del aeropuerto mientras algunos bomberos descendían por la pendiente a pie.

La información disponible sugiere que el tiempo empleado para evacuar completamente el avión estuvo entre los valores especificados en la normas.

Los cuatro herrajes de la unión ala-fuselaje se rompieron después del impacto del tren principal con el terreno tras saltar el avión por el terraplén. Este hecho fue también beneficioso porque evitó que las altas aceleraciones alcanzadas en ese impacto (un máximo de 5,8 g se grabó en el DFDR) se transmitieran a la cabina de pasajeros y de allí a los ocupantes. Esa carga excedía los requisitos de carga de los herrajes de unión, los cuales fueron inspeccionados tras el accidente sin que se observara ningún defecto obvio pre-existente.

Una vez desprendida del fuselaje, el ala giró alrededor de su eje longitudinal en un movimiento complejo, ya que la parte trasera de las góndolas excavó dos socavones en el terreno, y después no aparecían marcas durante 3,8 m (góndola derecha) y 6,2 m (góndola izquierda), y después otros dos socavones fueron cavados por la parte delantera de las góndolas. La palas de las hélices se rompieron y se desprendieron hacia la mitad de esos socavones. Después, el ala continuó con la misma velocidad horizontal que el fuselaje hasta que se detuvo sobre la cabina de pasajeros con cierto desplazamiento hacia delante y girada respecto a su posición normal.

El factor más importante que pudo afectar a la supervivencia en el accidente fue, aparte del hecho de que la pista tenía sólo 1.082 m de distancia disponible de aterrizaje, la existencia de un empinado terraplén en el extremo de la pista 15 que obviamente imponía un gran peligro en el caso de una salida de pista. En el otro sentido, la pista 33 tenía 1.347 m de distancia disponible de aterrizaje. La elección de la pista se dejaba al piloto al mando en el caso de que ambas pistas estuvieran disponibles en cuanto a condiciones dominantes de viento. El operador tenía instrucciones en vigor para sus pilotos indicando que la pista 33 era la preferida para aterrizaje en el Aeropuerto de Melilla

cuando fuera posible (Manual de Operaciones, Parte C, Sección 7-24), mientras que la pista 15 era la preferida para despegue. Sin embargo, en este caso un vuelo de la compañía solicitó la pista 15, probablemente para minimizar el tiempo bloque para el vuelo de vuelta, y el controlador preguntó a la tripulación del PH-FZE si ellos también podían usar esa pista.

La distancia disponible para el aterrizaje declarada por el Aeropuerto de Melilla para la pista 15 (1.082 m) no permitía la existencia de una longitud de 60 m de franja de pista en el extremo de esa pista, y por lo tanto no cumplía con las recomendaciones del Anexo 14 de OACI. Tras la modificación del AIP del Aeropuerto de Melilla en Octubre de 2003, la zona de parada en el extremo de la pista 15 se ha eliminado, pero todavía sólo hay 33 m de franja de pista disponible, en lugar de los 60 m requeridos por OACI. Adicionalmente, la anchura de la franja es 80 m en lugar de los 150 m recomendados en el Anexo 14. Por lo tanto, se considera conveniente recomendar a AENA que estudie una posible modificación de las distancias declaradas del Aeropuerto de Melilla para ponerlas en línea con el contenido del Anexo 14 de OACI en cuando a dimensiones de la franja de pista.

Es difícil idear otras medidas de seguridad que superen la existencia del terraplén en el extremo de la pista 15. El terreno más allá de ese terraplén está ocupado por una carretera y después por edificios que están muy por debajo del nivel de la pista, lo que hace que cualquier obra para aliviar el problema sea complicada y costosa. Hay poco espacio disponible para la ampliación del aeropuerto en la ciudad de Melilla y por tanto las medidas primarias de prevención que se podrían aplicar serían la ya indicada de proporcionar una franja de pista de acuerdo a OACI y el adherirse estrictamente a los procedimientos existentes para evitar cualquier reducción de los márgenes de seguridad existentes en una pista tan corta.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La aeronave tenía un certificado de aeronavegabilidad válido.
- El peso y centrado de la aeronave estaban dentro de los límites prescritos.
- Los pilotos tenían licencias válidas y estaban adecuadamente calificados para el vuelo.
- No hubo evidencias de que la incapacitación o factores fisiológicos afectaran las actuaciones de la tripulación de vuelo.
- Los análisis toxicológicos realizados a los miembros de la tripulación de vuelo tras el accidente dieron resultado negativo.
- La aproximación a la pista 15 estuvo muy desestabilizada en velocidad, régimen de descenso, senda de planeo y ángulos de balance máximos.
- La velocidad de referencia para la aproximación a la pista 15 del Aeropuerto de Melilla estaba prevista que fuera 95 kt. Veinte segundos antes de la toma la velocidad estaba 52 kt por encima de la velocidad de referencia, y cuando la aeronave estaba a 50 ft de altura sobre el suelo su velocidad era aproximadamente 118 kt (23 kt por encima de la velocidad de referencia).
- La aeronave tomó tierra con una velocidad entre 107 kt y 98 kt.
- Después de que se grabara una señal de «tierra» en el DFDR aproximadamente a las 11:00:37 h, se grabó una señal de «aire» durante los siguientes 14 valores del parámetro aire/tierra.
- Después de la toma, el piloto al mando se dio cuenta y dijo que no podía engranar la reversa de hélices.
- El piloto al mando y el copiloto declararon que aplicaron frenos durante la carrera de aterrizaje.
- La aeronave no deceleró de un modo normal. Sólo unos pocos valores grabados en el DFDR la deceleración horizontal fue mayor de 0,25 g.
- El neumático de la rueda n.º 3 se desinfló.
- La pata izquierda del tren principal de aterrizaje abandonó la superficie pavimentada de la pista 15 aproximadamente a 110 m del extremo de esa pista.
- La aeronave cayó por un terraplén de unos 15 m de altura que estaba situado al final de la pista 15. La velocidad horizontal de la aeronave en el momento de caer por el terraplén era aproximadamente 48 kt.
- Las sujeciones ala-fuselaje se rompieron cuando la aeronave contactó con el terreno en el terraplén.
- La aeronave sufrió una aceleración vertical máxima de 5,8 g tras el salto por el terraplén situado al final de la pista 15.
- Tras el accidente, se encontró cruzado el cableado del arnés de los sensores de velocidad de ruedas 3 y 4.
- El relé K 2999A se encontró tras el accidente con una discrepancia porque no conmutaba para reducir la corriente aplicada a los solenoides del ralentí de vuelo al cabo de 5 s.

- Los cortacircuitos «LH engine signal conditoning unit» y «Flight idle stop solenoid 1 y 2» se encontraron saltados.
- No pudo determinarse la causa y el momento del disparo de esos cortacircuitos.
- La caja de control del antiskid se encontró con ciertas discrepancias menores cuando fue inspeccionada tras el accidente.
- La pista 15 del Aeropuerto de Melilla no cumplía con las recomendaciones del Anexo 14 de OACI.

3.2. Causas

Se considera que el accidente probablemente sucedió por una combinación de los siguientes factores:

1. Una aproximación inestable que resultó en una velocidad de toma más alta de lo normal.
2. La imposibilidad de seleccionar la reversa de hélices debido al probable disparo del cortacircuitos «FLIGH IDLE SOLENOID 1 & 2» antes o durante la toma de tierra.
3. El cruzado de cables del arnés de los sensores de velocidad de ruedas 3 y 4, el cual, debido a una fuerte frenada, produjo la perforación plana por desgaste de la rueda 3 y redujo la capacidad de frenada de la rueda 4.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Tras el accidente, el operador tomó diversas medidas preventivas como se describe en la sección 1.18.5. AENA informó que estaba previsto realizar obras en el Aeropuerto de Melilla para intentar cumplir con los requisitos del Anexo 14 de OACI.

REC 39/05. Se recomienda a Denim Air que se incluya en el manual de operaciones la política de aproximación estabilizada de OACI, así como procedimientos más detallados para responder a los avisos del GPWS. Debería subrayarse más durante el entrenamiento la necesidad de que el piloto al mando tome decisiones claras sobre la realización de motor y al aire cuando las condiciones de la aproximación se hayan degradado, y la necesidad de que el piloto no a los mandos monitoree adecuadamente el vuelo y realice las llamadas correspondientes cuando sea aplicable.

REC 40/05. Se recomienda a Air Nostrum que se asegure que las tareas relevantes de verificación del AMM se llevan a cabo de modo apropiado y se registran específicamente en la documentación de mantenimiento de la aeronave.

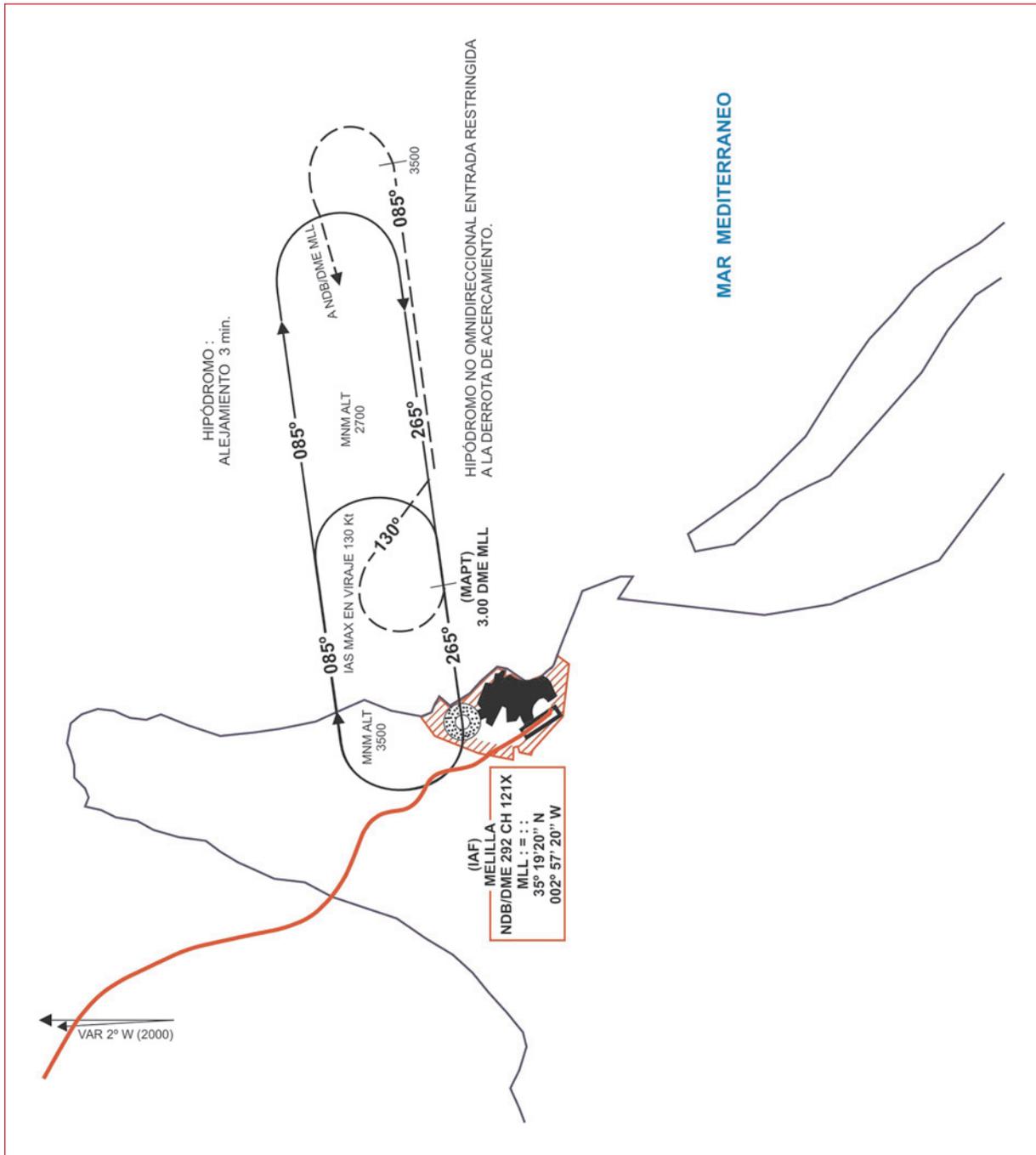
REC 41/05. Se recomienda a la Autoridad de Aviación Civil de los Países Bajos que se lleve a cabo una revisión de la documentación de seguridad del sistema de selección de reversa de la aeronave Fokker 50 para asegurar que todos los modos de fallo posibles que impedirían la selección de reversa de hélice tras la toma de tierra han sido adecuadamente solventados.

REC 42/05. Se recomienda al fabricante de la aeronave que se proporcionen guías específicas de entrenamiento a los operadores respecto al uso del sistema de frenos alternativos para permitir a las tripulaciones tomar decisiones rápidas sobre la idoneidad de su uso en condiciones de emergencia.

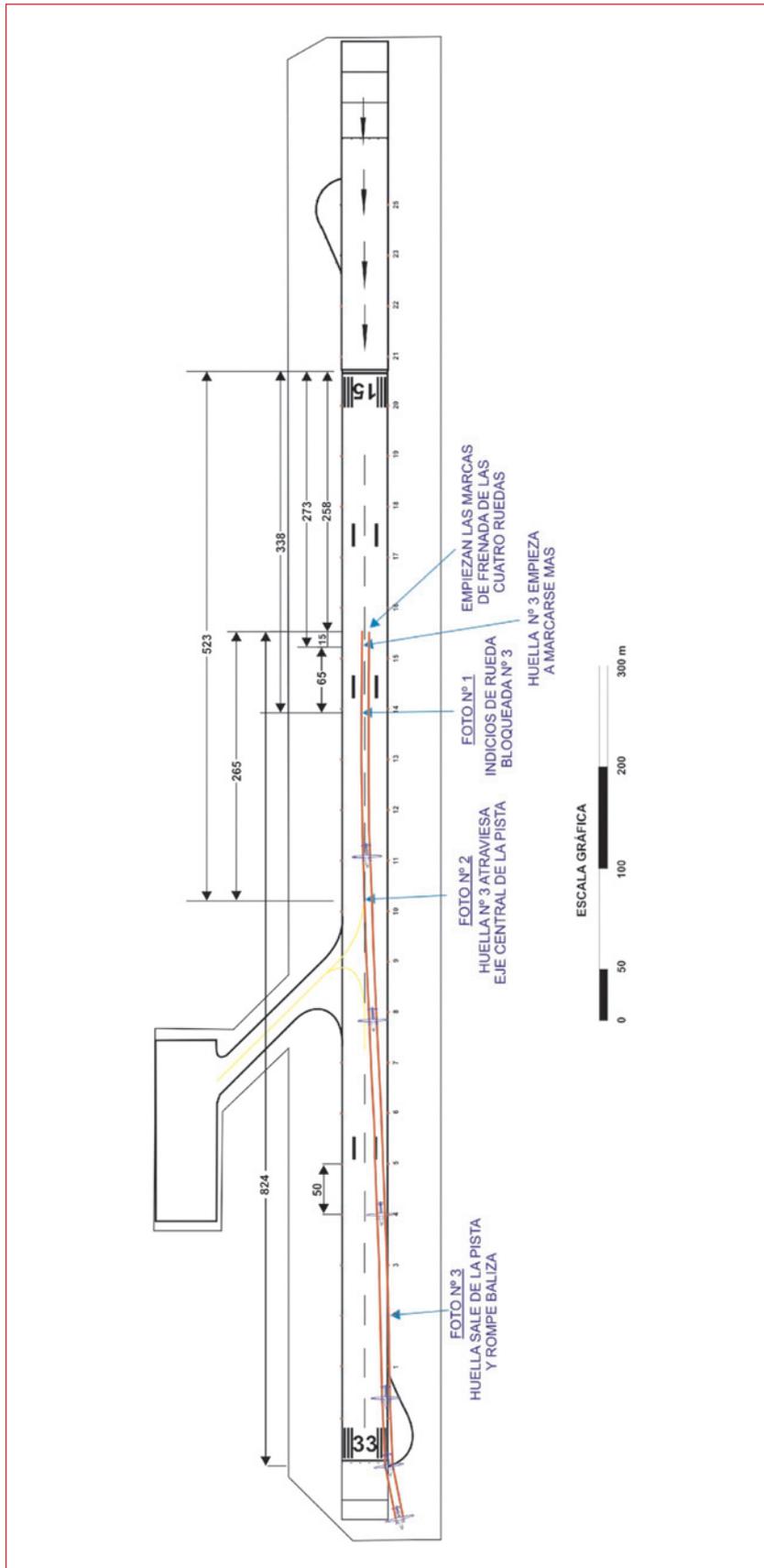
REC 43/05. Se recomienda a AENA que estudie una posible modificación de las distancias declaradas del Aeropuerto de Melilla para ponerlas de acuerdo al contenido del Anexo 14 de OACI en cuanto a dimensiones de la franja de pista.

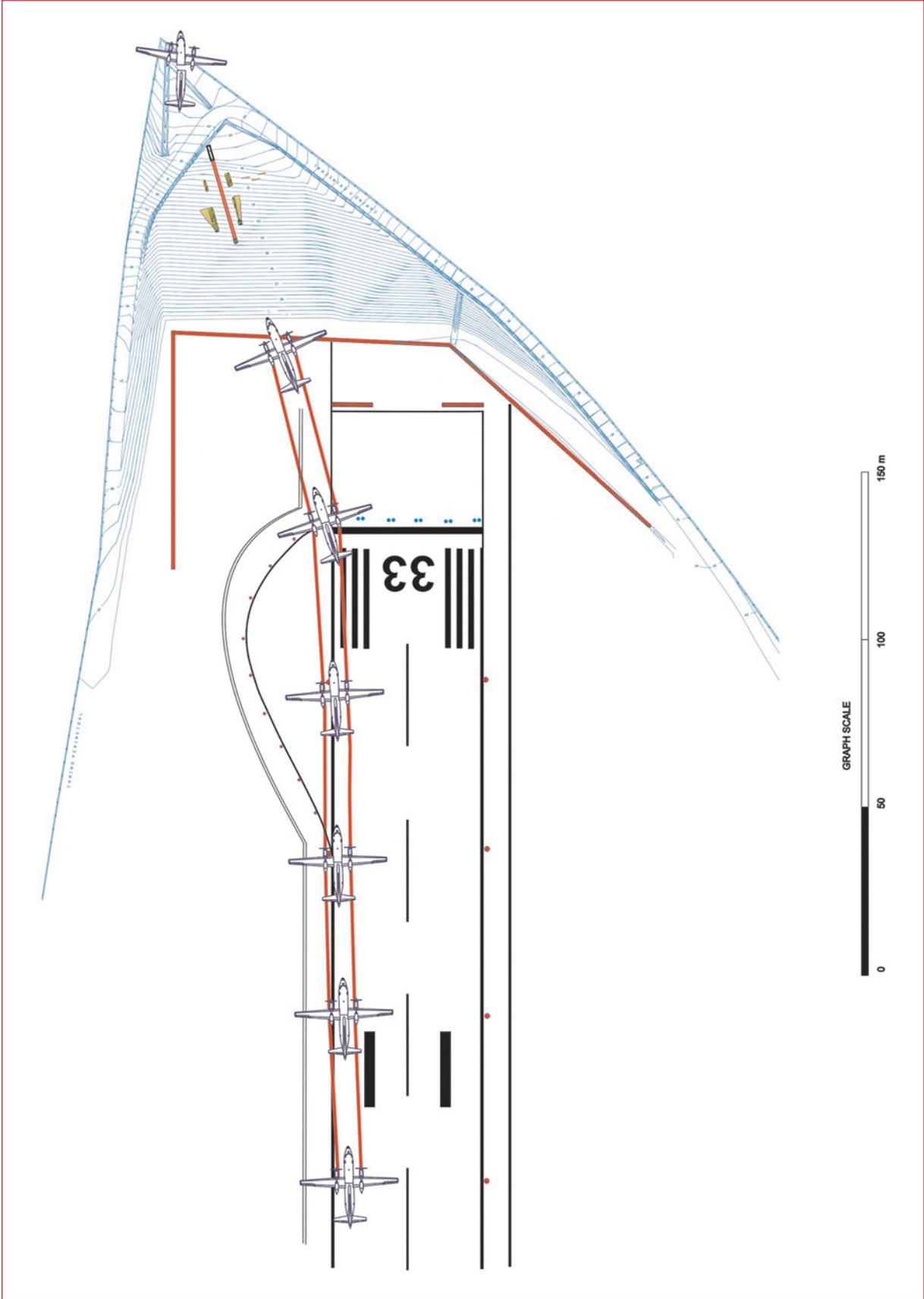
APÉNDICES

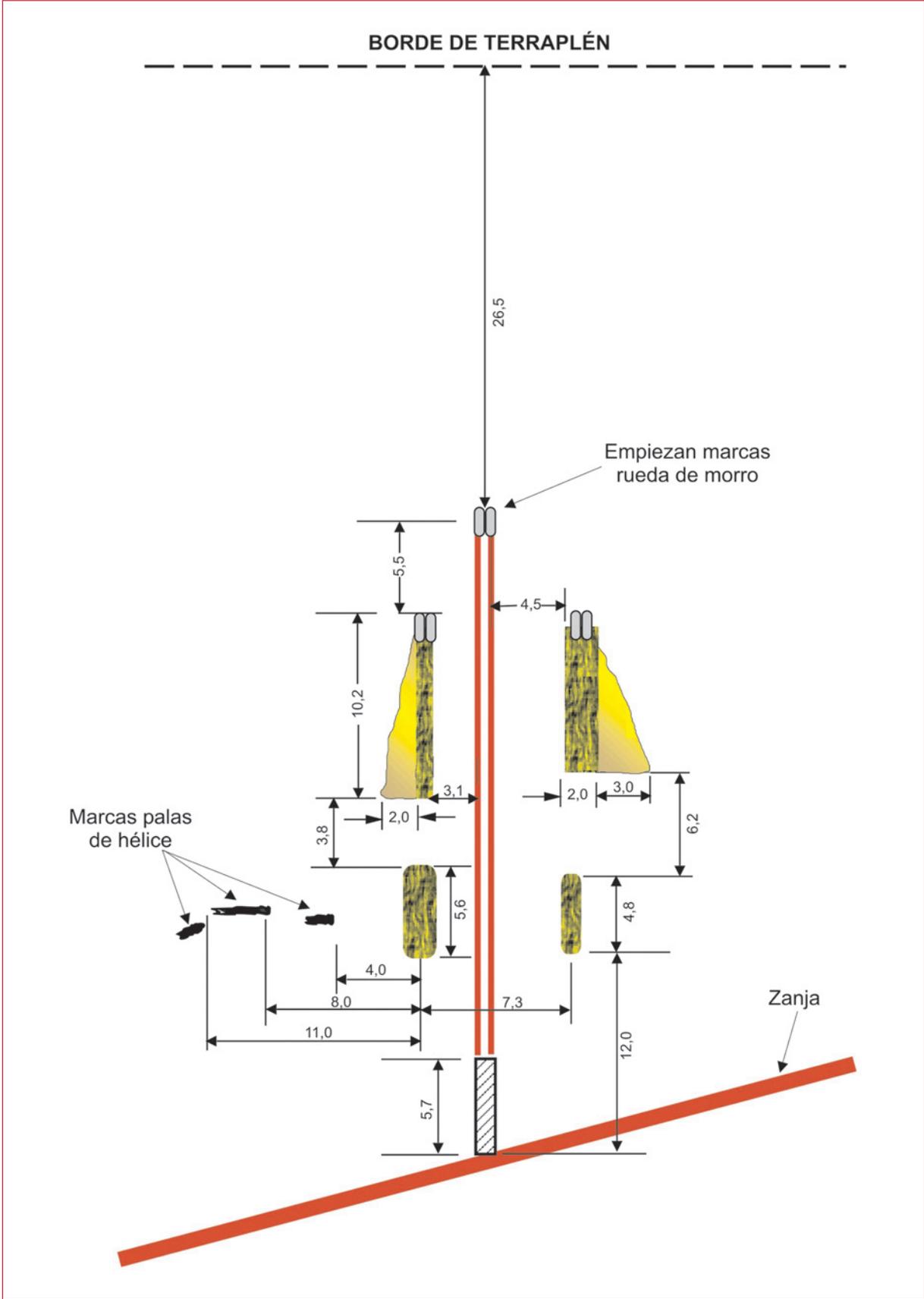
APÉNDICE A
Diagrama de la trayectoria
horizontal de la aeronave



APÉNDICE B
Diagrama de las huellas
en tierra de la aeronave







APÉNDICE C
Fotos de las huellas
en tierra de la aeronave

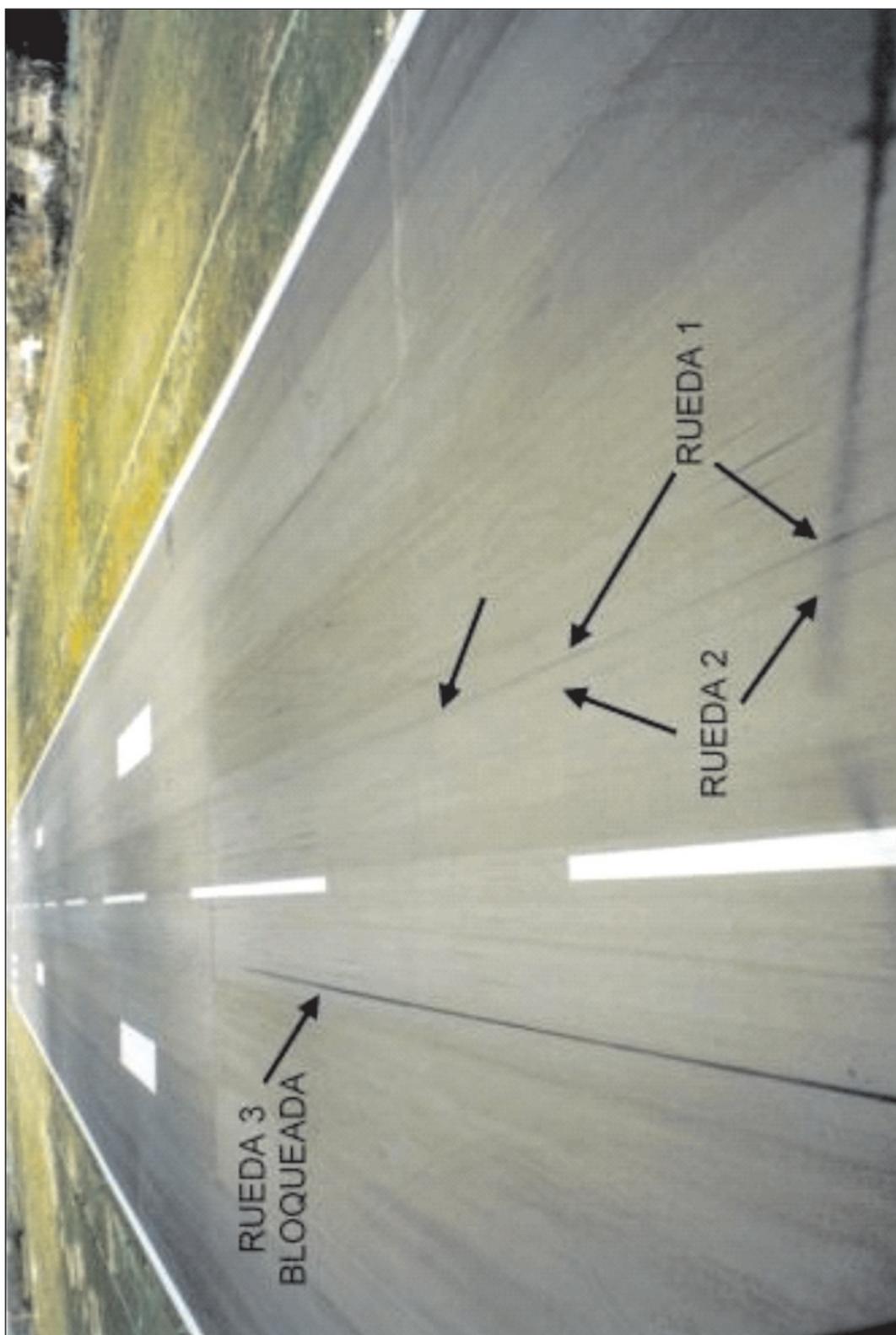


Foto 1. Vista hacia el umbral de la pista 15 (es decir, en el sentido contrario al aterrizaje). La huella de la rueda 3 está claramente marcada y muestra señales de estar bloqueada



Foto 2. Vista en el sentido del aterrizaje. La huella de la rueda 3 cruza el eje de la pista

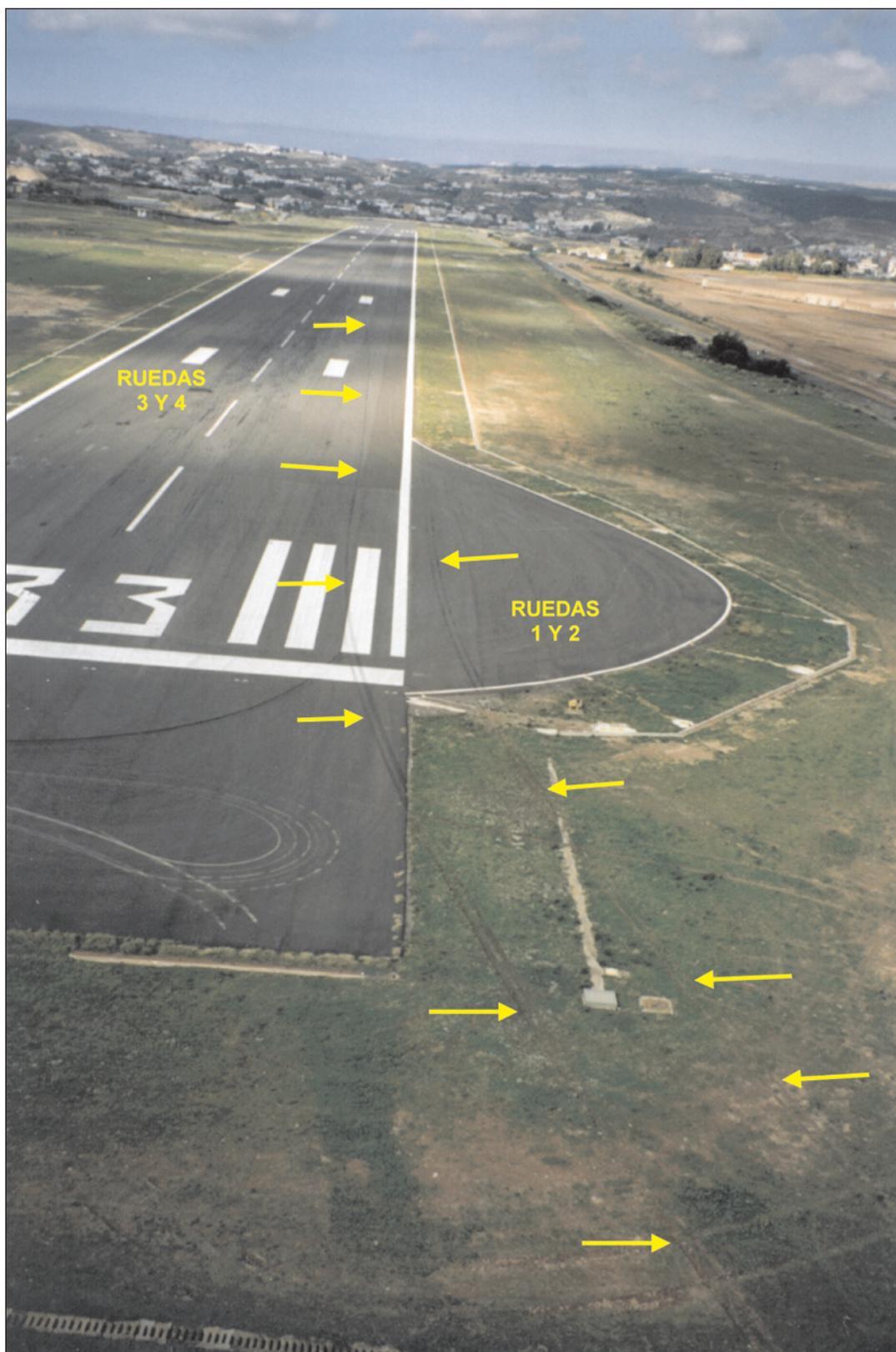


Foto 3. Vista en el sentido contrario al aterrizaje. Las huellas de las ruedas 1 y 2 salieron de la pista antes de llegar a la raqueta

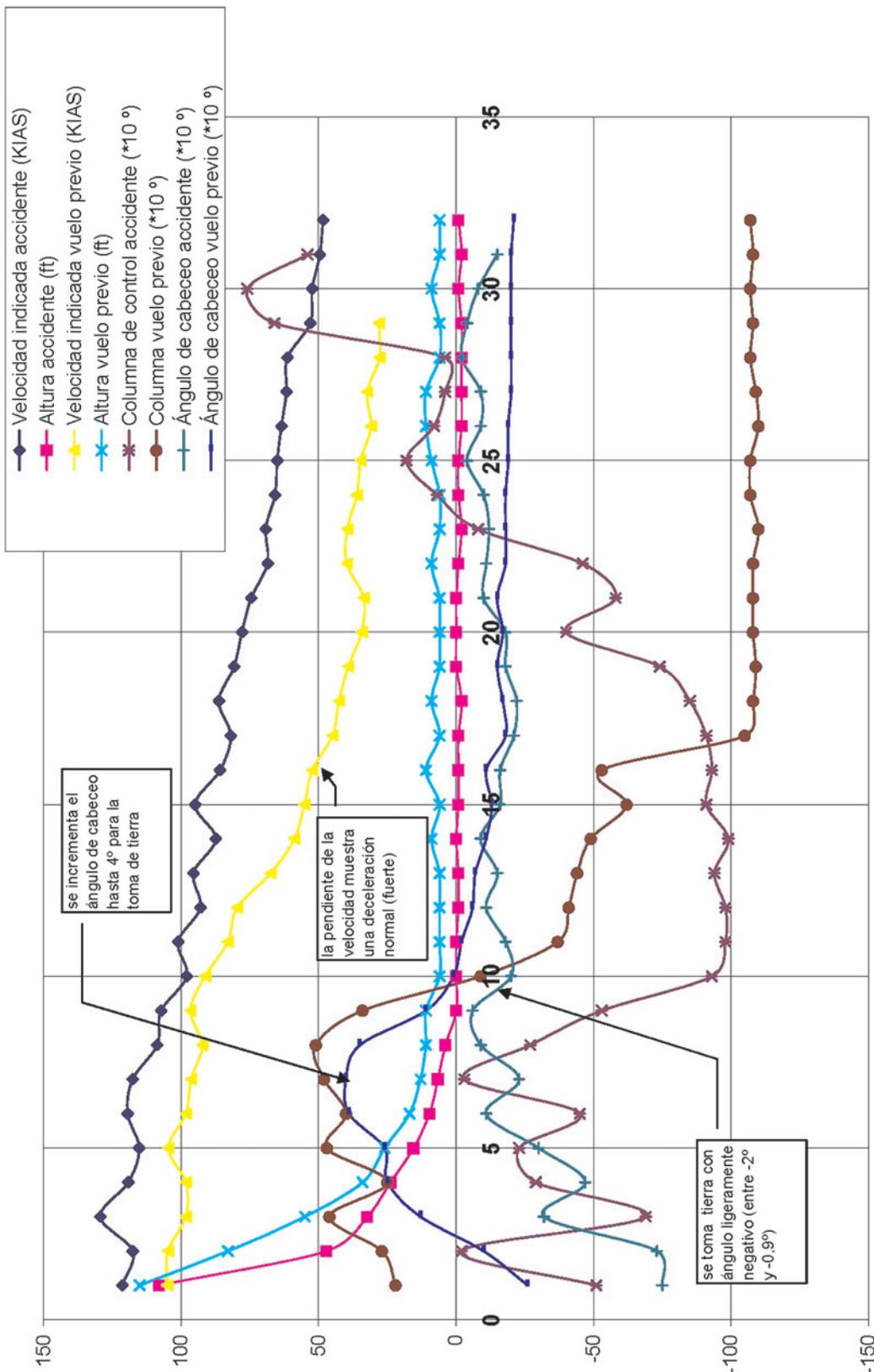


Foto 4. Posición final de la aeronave y marcas en el terreno del terraplén

APÉNDICE D

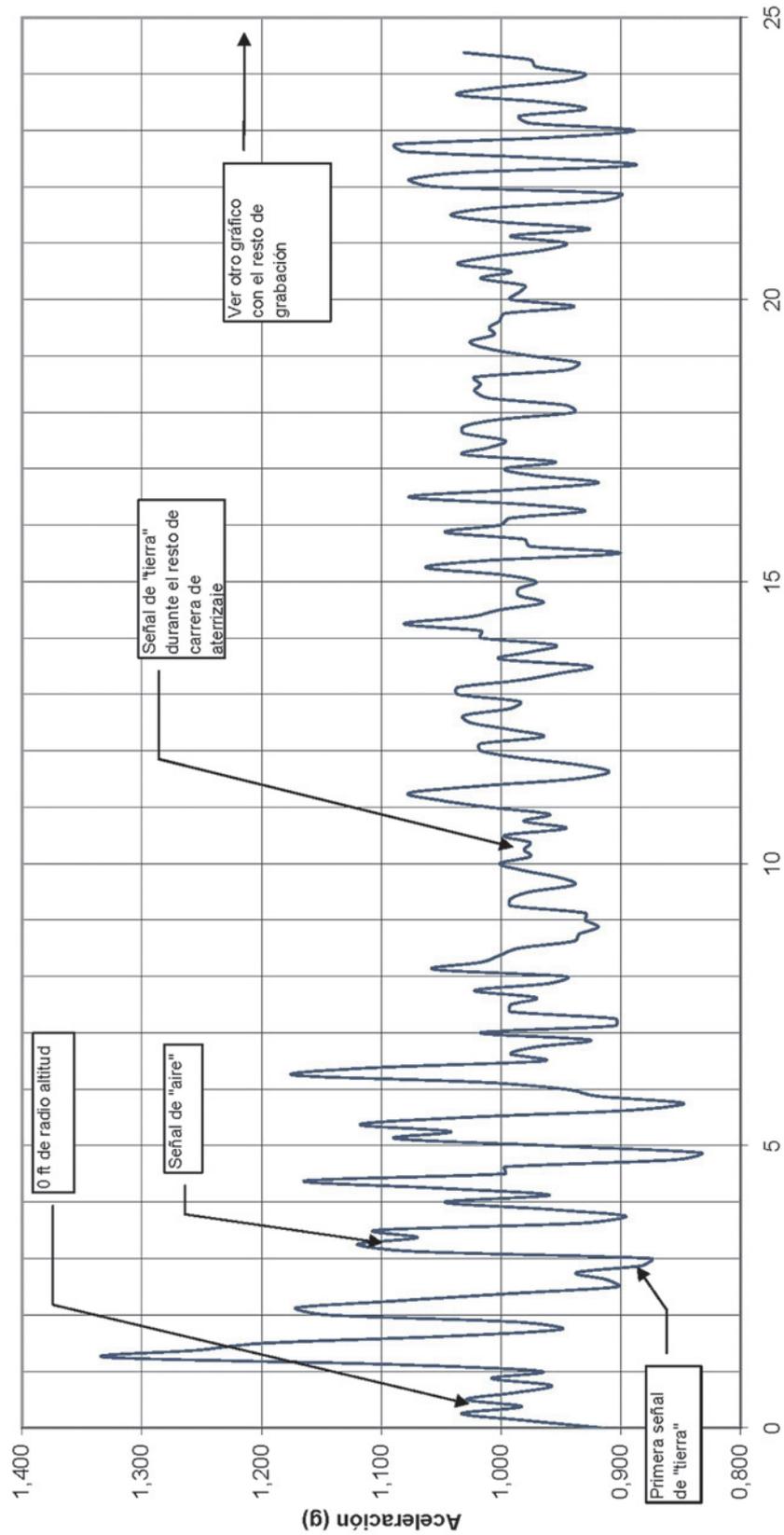
Gráficos del DFDR

COMPARACIÓN VUELO ACCIDENTE CON VUELO ANTERIOR A LA PISTA 15 DE MELILLA



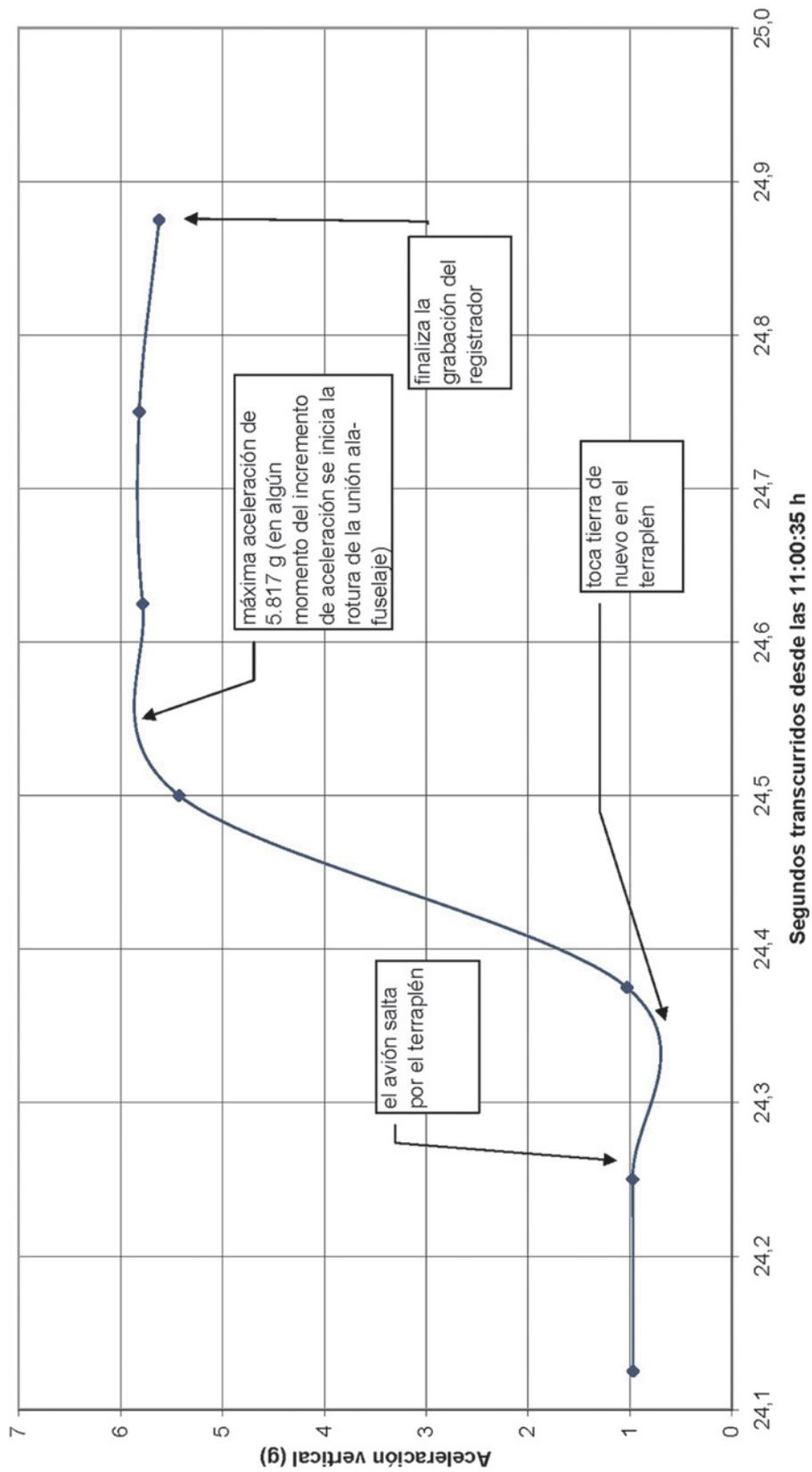
SEGUNDOS DESDE 120 ft DE ALTURA SOBRE LA PISTA

**Aceleración vertical durante la toma y carrera de aterrizaje
(sin incluir las últimas 5 décimas de segundo correspondientes a la caída por el terraplén)**

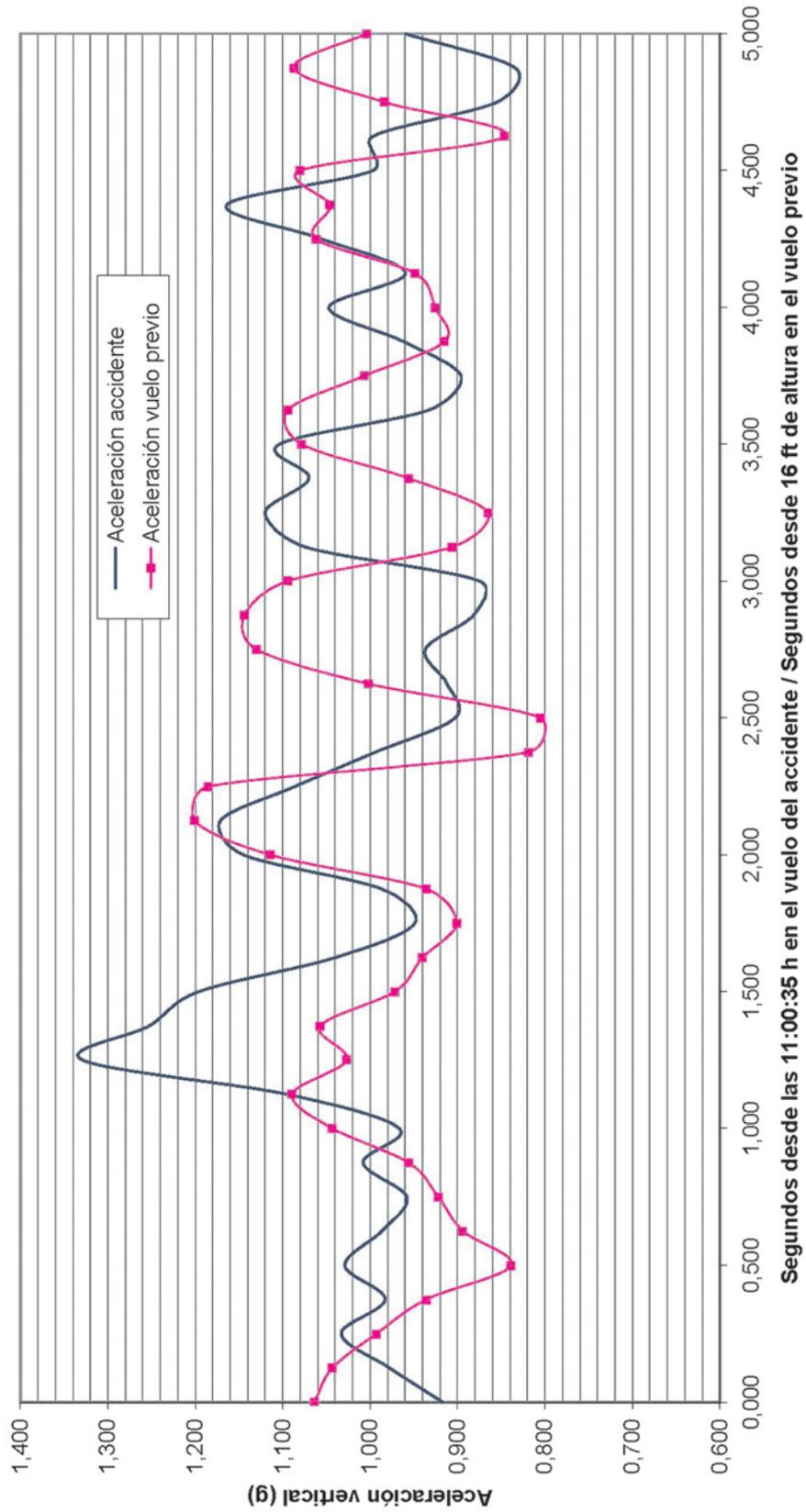


Segundos transcurridos desde las 11:00:35 h, cuando el avión estaba a 3.8 ft de altura sobre la pista

Aceleración vertical en el terraplén



Comparación de la aceleración vertical durante 5 segundos alrededor de los momentos de la toma de tierra en el vuelo del accidente y en el vuelo previo a la pista 15 de Melilla



Comparación de la deceleración entre el vuelo del accidente y el vuelo previo a la pista 15 de Melilla

