

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE **A**CCIDENTES
E **I**NCIDENTES DE
AVIACIÓN **C**IVIL

Informe técnico IN-013/2011

Incidente ocurrido el 20 de abril de 2011, a la aeronave Airbus A-320-211, matrícula EC-GRH, operada por Vueling, en el aeropuerto de Sevilla (Sevilla, España)



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

IN-013/2011

**Incidente ocurrido el 20 de abril de 2011,
a la aeronave Airbus A-320-211, matrícula EC-GRH,
operada por Vueling, en el aeropuerto
de Sevilla (Sevilla, España)**



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-16-286-1

Diseño y maquetación: Phoenix comunicación gráfica, S. L.

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional; y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) n.º 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art. 15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea; y los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, ni prejuzga la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos por los que deben regirse las pruebas en un proceso judicial.

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
1.2. Lesiones personales	3
1.3. Daños a la aeronave	3
1.4. Otros daños	3
1.5. Información sobre el personal	4
1.6. Información sobre la aeronave	4
1.6.1. Célula	4
1.6.2. Descripción del tren de aterrizaje delantero	5
1.6.3. Unidad de control de dirección y frenos (BSCU)	7
1.6.4. Descripción del sistema eléctrico del avión	8
1.7. Información meteorológica	10
1.7.1. Información general	10
1.7.2. Información de aeródromo	10
1.8. Ayudas para la navegación	11
1.9. Comunicaciones	12
1.9.1. Comunicaciones tierra-aire	12
1.9.2. Comunicaciones tierra-tierra	15
1.10. Información de aeródromo	16
1.11. Registradores de vuelo	16
1.11.1. Registrador de datos de vuelo (SSFDR)	17
1.11.2. Registrador de voces en cabina (CVR)	21
1.11.3. Información sobre el vuelo incidente	23
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	25
1.13. Información médica y patológica	25
1.14. Incendio	25
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia	25
1.16. Ensayos e investigaciones	25
1.16.1. Declaraciones de la tripulación	25
1.16.2. Inspección de los restos de la aeronave	29
1.16.3. Estudio de la operación	40
1.17. Información sobre organización y gestión	43
1.18. Información adicional	43
1.18.1. Antecedentes de sucesos similares	43
1.18.2. Recubrimiento de pistas con espuma	45
1.18.3. Medidas adoptadas por el fabricante	46
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces	46
2. Análisis	47
2.1. Desarrollo del vuelo	47

2.2.	Actuaciones de la aeronave	47
2.3.	Actuaciones de la tripulación	49
2.3.1.	Aspectos operacionales	49
2.3.2.	Entrenamiento	51
2.3.3.	Limitaciones humanas	51
2.3.4.	Actuación de la tripulación	52
2.3.5.	Procedimientos del fabricante de la aeronave	53
3.	Conclusiones	55
3.1.	Constataciones	55
3.2.	Causas/factores contribuyentes	55
4.	Recomendaciones de seguridad operacional	57

Abreviaturas

00°	Grado(s)
00 °C	Grados centígrados
A/P	Piloto automático («Auto Pilot»)
A/T	Empuje automático («Auto Thrust»)
AC	Corriente alterna («Alternate Current»)
ACC	Centro de control de área («Area Control Center»)
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
AFFF	Espuma formadora de película acuosa («Aqueous Film Forming Foam»)
AMM	Manual de mantenimiento de la aeronave («Aircraft Maintenance Manual»)
APP	Dependencia de control de aproximación
APU	Unidad de energía auxiliar («Auxiliary Power Unit»)
ATC	Control del tránsito aéreo («Air Traffic Control»)
APTL (A)	Licencia de piloto de transporte de línea aérea de avión
BEA	Autoridad de investigación de accidentes de Francia («Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation civile»)
BITE	Unidad de pruebas integrada («Built-In Test Equipment»)
BSCU	Unidad de control de dirección y frenos («Brake and Steering Control Unit»)
CFDIU	Unidad centralizada de presentación de fallos («Centralized Fault Display Interface Unit»)
CMM	Manual de mantenimiento de componente (Component Maintenance Manual)
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CRM	Gestión de recursos de tripulación («Crew Resource Management»)
CVR	Registrador de voces en cabina («Cockpit Voice Recorder»)
DAR	Registrador de acceso rápido («Data Access Recorder»)
DC	Corriente continua («Direct Current»)
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
EASA	Agencia Europea de Seguridad Aérea («European Air Safety Agency»)
ECAM	Monitor centralizado electrónico del avión («Electronic Centralized Aircraft Monitoring»)
EPGS	Sistema clásico de generación de energía eléctrica («Electrical Power Generation System»)
ESPM	Manual de prácticas eléctricas normalizadas («Electrical Standard Practices Manual»)
FCOM	Manual de operaciones de la tripulación de vuelo («Flight Crew Operating Manual»)
FD	Director de vuelo («Flight Director»)
ft	Pie(s)
GCU	Unidad de control del generador («Generator Control Unit»)
h	Hora(s)
HCU	Unidad Hidráulica de Control («Hydraulic Control Unit»)
HL	Hora local
hPa	Hectopascal(es)
Hz	Hercio(s)
IDG	Conjunto de generador de corriente alterna y transmisión de velocidad constante («Integrated Drive Generator»)
IFR	Reglas de vuelo instrumental («Instrumental Flight Rules»)
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos («Instruments Landing System»)
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
LGCIU	Unidad de control del tren de aterrizaje y elementos asociados («Landing Gear Control and Interface Unit»)
LGCL	Palanca de accionamiento del tren de aterrizaje («Landing Gear Control Lever»)
LVDT	Transductor diferencial lineal («Linear Variable Differential Transducer»)
L/G	Tren de aterrizaje («Landing Gear»)
m	Metro(s)
METAR	Informe meteorológico ordinario de aeródromo
MLG	Tren de aterrizaje principal («Main Landing Gear»)
mm	Milímetro(s)

Abreviaturas

m/s	Metros por segundo
MSN	Número de fabricación («Manufacture Serial Number»)
NLG	Tren de aterrizaje delantero («Nose Landing Gear»)
NWS	Dirección del tren de aterrizaje delantero («Nose Landing Gear Steering»)
PF	Piloto a los mandos («Pilot Flying»)
PFD	Pantalla primaria de vuelo («Primary Flight Display»)
PFR	Informe posterior al vuelo («Post Flight Report»)
PNF	Piloto no a los mandos («Pilot Not Flying»)
P/N	Número de parte («Part Number»)
QNH	Ajuste de la escala de presión de manera que, en el despegue y el aterrizaje, el altímetro indique la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar
QRH	Manual de referencia rápida («Quick Reference Handbook»)
RAT	Turbina de aire de impacto («Ram Air Turbine»)
RH	Lado derecho («Right Hand»)
RVDT	Transductor diferencial giratorio («Rotary Variable Differential Transducer»)
seg	Segundo(s)
SSFDR	Registrador de datos de vuelo de estado sólido («Solid State Flight Data Recorder»)
S/N	Número de serie («Serial Number»)
TSM	Manual de resolución de problemas («Trouble Shooting Manual»)
TWR	Torre de control de aeródromo
UIR	Región de información del espacio aéreo superior («Upper Information Region»)
UTC	Tiempo Universal Coordinado («Coordinated Universal Time»)
V	Voltio(s)

Sinopsis

Propietario y operador:	Vueling
Aeronave:	Airbus A-320-211, matrícula EC-GRH
Fecha y hora del incidente:	Miércoles, 30 de abril de 2011; a las 20:50 h ¹
Lugar del incidente:	Aeropuerto de Sevilla
Personas a bordo:	157; 7 tripulantes y 150 pasajeros. Ilesos
Tipo de vuelo:	Transporte aéreo comercial – Regular – Interior – Pasajeros
Fase del vuelo:	Aterrizaje
Fecha de aprobación:	27 de mayo de 2015

Resumen del incidente

El miércoles, 20 de abril de 2011, la aeronave Airbus A-320 de matrícula EC-GRH, operada por la compañía Vueling, despegó a las 19:02 h del aeropuerto de Barcelona en vuelo regular con indicativo VY2220 y destino, el aeropuerto de Sevilla. A bordo iban 150 pasajeros, 4 tripulantes de cabina de pasajeros y 3 tripulantes técnicos (un comandante y dos copilotos, uno de ellos en prácticas).

Con la aeronave establecida a nivel de vuelo 350, a las 19:29 h apareció en cabina un aviso ámbar (Master Caution) acompañado de un mensaje en el ECAM (Monitor Centralizado Electrónico del Avión) de *ILS1 FAULT*². Simultáneamente, la pantalla primaria de vuelo del comandante (PFD1) se quedó completamente en blanco. Segundos más tarde, sin haber realizado ninguna acción correctiva, desapareció ese aviso, se recuperó la PFD1 y apareció un nuevo aviso de *WHEEL NWS FAULT*³.

A las 20:19 h, realizando la fase de aproximación final, al bajar el tren de aterrizaje apareció un nuevo aviso, de *L/G SHOCK ABSORBER FAULT*⁴. En ese momento se perdieron el piloto automático (A/P), el empuje automático (A/T) y el director de vuelo (FD), manteniéndose operativos los equipos de navegación.

En el procedimiento de emergencia correspondiente al aviso de *WHEEL N. W. STEER FAULT*⁵; figura una nota en el sentido de que, si aparece también el aviso de *L/G SHOCK*

¹ Salvo indicación en contrario, todas las referencias horarias indicadas en este informe se realizan en hora local (HL).

² Fallo del equipo ILS del CM1.

³ Fallo del sistema de dirección de la rueda de morro.

⁴ Fallo del amortiguador del tren de aterrizaje.

⁵ A318/A319/A320/A321 Vueling FCOM, Abnormal and Emergency, Landing Gear, apartado 3.02.32, pág. 9.

ABSORBER FAULT, existe la posibilidad de que las ruedas de morro se queden giradas 90° en relación al eje longitudinal del avión. Circunstancia que se confirmó desde la torre de control cuando la tripulación realizó una pasada baja con ese objeto.

La aeronave fue autorizada para realizar una aproximación ILS directa a la pista 27 a las 20:45 h y tres minutos después fue autorizada para aterrizar con viento de 240° y 10 kt de intensidad. Durante el aterrizaje la aeronave mantuvo la línea central con una deceleración correcta, deteniéndose en pista a la altura de la salida rápida E3 con la rueda derecha del tren de morro reventada. Una vez confirmando que no había fuego, el pasaje desembarcó por el procedimiento normal.

La investigación ha determinado que el incidente se produjo por girar de manera irreversible las ruedas del tren de aterrizaje delantero de la aeronave hasta alcanzar el límite físico de 95° respecto de su eje longitudinal, con esta en el aire y el tren de aterrizaje delantero bloqueado abajo. En el curso de la misma se ha puesto de manifiesto la coincidencia en el tiempo de tres fallos independientes que dieron lugar al suceso, aunque no fue posible obtener conclusiones sobre su origen.

Como consecuencia de la investigación del incidente se ha emitido una recomendación de seguridad, dirigida al fabricante de la aeronave.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El miércoles 20 de abril de 2011, la aeronave Airbus A-320 de matrícula EC-GRH, operada por la compañía Vueling, despegó a las 19:02 h del aeropuerto de Barcelona en vuelo regular con indicativo VY2220 y destino, el aeropuerto de Sevilla. A bordo iban 150 pasajeros, 4 tripulantes de cabina de pasajeros y 3 tripulantes técnicos (un comandante y dos copilotos, uno de ellos en prácticas).

En este tramo el comandante actuaba como piloto a los mandos (PF) e instructor del copiloto en prácticas; este último iba sentado en el asiento de la derecha y actuaba como piloto no a los mandos (PNF). El copiloto sin restricciones actuaba como supervisor del copiloto en prácticas.

Estando establecidos a nivel de vuelo 350 y habiendo sobrevolado la línea de cruce con el UIR Madrid, a las 19:29 horas apareció en cabina un aviso ámbar (Master Caution) acompañado de un mensaje en el ECAM (Monitor Centralizado Electrónico del Avión) de *ILS1 FAULT*⁶. Simultáneamente, la pantalla primaria de vuelo del comandante (PFD1) se quedó completamente en blanco.

La tripulación indicó que dos o tres segundos más tarde, sin haber realizado ninguna acción correctiva, desapareció ese aviso y se recuperó la PFD1, pero apareciendo un nuevo aviso de *WHEEL NWS FAULT*⁷.

En este momento el comandante decidió que el copiloto sin restricciones ocupase el asiento de la derecha relevando al copiloto en prácticas.

Realizaron el briefing de aproximación a la pista 27 considerando la posibilidad de que el avión no pudiera rodar por fallo de dirección de las ruedas de morro, impidiéndoles librar la pista. La meteorología en el aeropuerto de Sevilla, según el METAR de las 20:00 h (18:00 UTC), presentaba viento de 220° con 11 kt de intensidad.

A las 20:08 h la aeronave contactó por primera vez con la dependencia de control de aproximación de Sevilla y declaró urgencia (PAN-PAN PAN-PAN PAN-PAN) informando sobre la posibilidad de dejar la pista bloqueada. Desde ese momento el aeropuerto de Sevilla declaró Alerta Local congelando la operación de otros tráficos en entradas y salidas.

A las 20:19 h, realizando la fase de aproximación final, al bajar el tren de aterrizaje, apareció un nuevo aviso coincidente con la presentación de las tres luces verdes,

⁶ Fallo del equipo ILS del CM1.

⁷ Fallo del sistema de dirección de la rueda de morro.



Figura 1. Aeronave en el aire

correspondientes a las tres patas del tren de aterrizaje abajo y bloqueadas. Este fue el de *L/G SHOCK ABSORBER FAULT*⁸. En ese momento se perdieron el piloto automático (A/P), el empuje automático (A/T) y el director de vuelo (FD), manteniéndose operativos los equipos de navegación. El comandante tomó el control de la aeronave en modo manual sin conseguir recuperar los automatismos.

En el Manual de Operaciones de la Tripulación de Vuelo (FCOM) del operador, sección de procedimientos anormales y de emergencia correspondientes al tren de aterrizaje, se establece el procedimiento a realizar cuando aparece el aviso de *WHEEL N. W. STEER FAULT*⁹; en este procedimiento figura una nota en el sentido de que, si aparece también el aviso de *L/G SHOCK ABSORBER FAULT*, existe la posibilidad de que las ruedas de morro se queden giradas 90° en relación al eje longitudinal del avión. Debido a esto, a las 20:21 h la tripulación realizó una pasada baja con el objeto de que la torre de control le confirmara la posición del tren de aterrizaje. El controlador confirmó que las ruedas de morro estaban giradas a la derecha.

La tripulación solicitó realizar un circuito hacia el Sur para evitar el sobrevuelo de la ciudad de Sevilla y ciertas nubes tormentosas que divisaban al Norte, maniobra que le fue autorizada.

A las 20:29 h en contacto de nuevo con dependencia de control de aproximación de Sevilla, la aeronave declaró emergencia (MAYDAY MAYDAY MAYDAY) solicitando la posibilidad de uso de espuma en pista para amortiguar posibles daños. A las 20:35 h, se les informó que esto no era posible, por carecer el aeropuerto de espuma adecuada para ese tipo de emergencia.

A las 20:40 h, después de haber realizado los correspondientes briefing y haber preparado a la tripulación y al pasaje, la



Figura 2. Aeronave detenida en tierra

⁸ Fallo del amortiguador del tren de aterrizaje.

⁹ A318/A319/A320/A321 Vueling FCOM, Abnormal and Emergency, Landing Gear, apartado 3.02.32, pág. 9.

aeronave inició la maniobra para establecerse en el tramo final del ILS y realizar la toma, siendo autorizado por control a establecerse en aproximación ILS directa a la pista 27 a las 20:45 h.

A las 20:48 h la aeronave contactó con la torre de control de Sevilla, que le autorizó para aterrizar, con viento de 240° y 10 kt de intensidad.

La toma se realizó a las 20:51 h. La aeronave mantuvo la línea central con una deceleración correcta, deteniéndose en pista a la altura de la salida rápida E3, con la rueda derecha del tren de morro reventada. La tripulación informó que fue un aterrizaje normal, sin vibración y con algo más de ruido que lo habitual; cuando el avión se detuvo pararon los motores. Después, hablaron con la torre de control y los bomberos, confirmando que no había fuego, por lo que decidieron hacer un desembarque de pasaje por el procedimiento normal, lo que se llevó a cabo entre las 20:55 y las 21:14 hora local.

A las 22:10 h se consiguió remolcar el avión fuera de la pista, a las 22:15 h se dio la pista como operativa y a las 22:18 h se declaró el fin de la emergencia. El cierre del aeropuerto afectó a un total de 29 vuelos. De ellos 11 vuelos en llegada que fueron desviados a los aeropuertos de Jerez y Málaga, y 18 en salida con 5 cancelaciones y 13 retrasos.

1.2. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Lesionados graves				
Lesionados leves				No se aplica
llesos	7	150	157	No se aplica
TOTAL	7	150	157	

1.3. Daños a la aeronave

Como consecuencia del incidente, la aeronave sufrió el reventón de la rueda derecha del tren de aterrizaje delantero.

1.4. Otros daños

No se produjeron otros daños.

1.5. Información sobre el personal

El piloto al mando de la aeronave, de nacionalidad francesa y 47 años de edad, tenía licencia JAR-FCL de Piloto de Transporte de Línea Aérea de Avión (ATPL (A)), emitida por la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) de Francia, válida hasta el 17/09/2015, con habilitación de tipo A320, válida hasta el 31/12/2011. Asimismo, contaba con certificado médico de clase 1, válido hasta el 30/09/2011. Su experiencia era de 10.400 horas totales de vuelo, 4.100 de ellas en el tipo. En los últimos 30 días había desarrollado una actividad aérea de 97:15 h, 09:37 de ellas en las últimas 48 h.

El copiloto de la aeronave, de nacionalidad española y 33 años de edad, tenía licencia JAR-FCL de Piloto de Transporte de Línea Aérea de Avión (ATPL (A)), emitida por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) de España, válida hasta el 24/02/2016, con habilitación de tipo A320, válida hasta el 19/04/2012. Asimismo, contaba con certificado médico de clase 1, válido hasta el 17/06/2011. Su experiencia era de 5.700 horas totales de vuelo, 3.100 de ellas en el tipo. En los últimos 30 días había desarrollado una actividad aérea de 62:16 h, 10:06 de ellas en las últimas 48 h.

El copiloto en prácticas, de nacionalidad española y 42 años de edad, tenía licencia JAR-FCL de Piloto de Comercial de Avión (CPL (A)), emitida por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) de España, válida hasta el 25/09/2012, con habilitación de tipo A320, válida hasta el 31/01/2012. Asimismo contaba con certificado médico de clase 1, válido hasta el 10/08/2011. Su experiencia era de 870 horas totales de vuelo, 90 de ellas en el tipo. En los últimos 30 días había desarrollado una actividad aérea de 63:12 h, 12:59 de ellas en las últimas 48 h.

Las cuatro tripulantes de cabina de pasajeros disponían de las licencias, habilitaciones y certificados médicos exigidos, válidos y en vigor a la fecha del incidente.

Asimismo, todos los tripulantes habían realizado los cursos de formación aprobados para el operador de acuerdo con la normativa aplicable.

Los controladores de tránsito aéreo que estaban de servicio e intervinieron en el vuelo del incidente disponían de las licencias, habilitaciones y certificados médicos exigidos, válidos y en vigor a la fecha del incidente.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. Célula

La aeronave Airbus A-320-211, matrícula EC-GRH, fue fabricada por AIRBUS, S.A.S. en 1990, con el número de serie 146 y estaba equipada con dos motores CFM International, modelo CFM-56-5A1. En la fecha del incidente estaba operada por Vueling Airlines, S.A.

Disponía del Certificado de matrícula número 4252, emitido el 16/09/2009, del Certificado de aeronavegabilidad normal número 4183, categoría de avión grande, expedido el 03/11/2005, y de un Certificado de revisión de la aeronavegabilidad válido hasta el 06/08/2011.

A continuación se relacionan las últimas revisiones de cada tipo realizadas a la aeronave y sus componentes, en los cinco años previos al incidente, de acuerdo con lo establecido en su Programa de mantenimiento aprobado:

Revisión	Fecha	Horas	Ciclos
A3	11/01/2011	45.379	34.718
A2	29/09/2010	44.729	34.201
A1	04/08/2010	44.195	33.786
A4	31/05/2010	43.609	33.326
C2	02/02/2010	42.994	32.803
C1	31/05/2008	38.957	29.600
D3	28/09/2006	33.712	25.948

Asimismo, en la hoja de carga correspondiente a este vuelo, figuraban los datos de pesos y centrado que se relacionan a continuación:

Peso al despegue en la operación (TOW)	64.101 kg	Máximo autorizado	MTOW	73.350 kg
Peso estimado al aterrizaje en la operación (LAW)	60.201 kg	Máximo autorizado	MLW	64.500 kg
Peso operativo en vacío (DOW)	43.234 kg			
Centro de Gravedad en la operación	Al despegue	MACTOW	35,82% MAC	
	Estimado al aterrizaje	MACLAW	37,85% MAC	

1.6.2. Descripción del tren de aterrizaje delantero

El tren de aterrizaje de la aeronave está constituido por tres patas, con un amortiguador, dos ruedas y unas compuertas de cierre, cada una. Dos de ellas están situadas debajo

de las alas, a ambos lados del fuselaje, y se retraen hacia el interior de este; constituyen el tren de aterrizaje principal (MLG: Main Landing Gear). La tercera pata está situada en la zona inferior de la parte delantera del fuselaje y se retrae hacia adelante, centrada de adelante hacia atrás; constituye el tren de aterrizaje delantero (NLG: Nose Landing Gear). En condiciones normales de operación, cuando el amortiguador está extendido, las ruedas del tren de aterrizaje delantero se mantienen alineadas de adelante hacia atrás mediante un centrado mecánico, independientemente de que el tren esté extendido o retraído.

Tanto el sistema de extensión del tren de aterrizaje como el de dirección del tren delantero se mandan y controlan mediante componentes eléctricos, y se actúan mediante componentes hidráulicos. Las compuertas de cierre se actúan mediante componentes hidráulicos y mecánicos.

1.6.2.1. Sistema de accionamiento

El sistema normal de extensión y retracción del tren de aterrizaje es mandado y controlado mediante componentes eléctricos, y es actuado mediante componentes hidráulicos.

El sistema eléctrico tiene una Palanca de accionamiento del tren de aterrizaje (LGCL: Landing Gear Control Lever), dos Unidades de control del tren de aterrizaje y elementos asociados (LGCIU: Landing Gear Control and Interface Unit), una válvula selectora electrohidráulica del tren, una válvula selectora electrohidráulica de las compuertas del tren, 32 sensores de proximidad y sus correspondientes elementos de referencia (*targets*), y un conjunto de luces indicadoras de estado. El sistema de control eléctrico tiene dos subsistemas, cada uno controlado por una LGCIU distinta, con sensores asociados a ella, de manera que, en cualquier momento, una de las unidades está en modo de control y la otra está en modo de monitorización, utilizando cada una la información procedente de sus respectivos sensores de proximidad asociados; en el caso de fallo de una de las unidades o de uno de sus sensores de proximidad asociados, la otra unidad estará en todo momento en modo de control.

Los componentes hidromecánicos incluyen tres cilindros de actuación del tren, tres cilindros de actuación de las compuertas del tren, tres elementos de bloqueo del tren plegado, tres elementos de bloqueo de las compuertas cerradas, tres válvulas de derivación de las compuertas (para posibilitar su apertura en tierra), un actuador para liberar el bloqueo del tren delantero abajo, y dos cilindros de actuación de bloqueo del tren de aterrizaje principal.

Cuando se acciona la LGCL, la LGCIU envía una señal al conjunto de válvulas electrohidráulicas; los sensores de proximidad envían señales a la LGCIU y esta asegura la secuencia correcta de actuación del tren de aterrizaje.

En el caso de fallo en el sistema de extensión, el tren de aterrizaje puede extenderse desde la cabina, mediante un actuador mecánico de caída libre; en este caso, una válvula de corte evita que llegue presión hidráulica al circuito de actuación del tren de aterrizaje.

En el caso de fallo del centrado mecánico de las ruedas del tren de aterrizaje delantero, con este retraído y bloqueado arriba, hay espacio libre alrededor de las ruedas en el alojamiento del tren, de manera que estas pueden girar unos 20° en cualquier sentido hasta su contacto con la parte superior de este; esto no impide que el tren de aterrizaje delantero caiga libremente si es necesario.

1.6.2.2. Sistema de dirección

El sistema de dirección del tren de aterrizaje delantero es controlado por la Unidad de control de dirección y frenos (BSCU: Brake and Steering Control Unit), y es actuado por la Unidad Hidráulica de control (HCU: Hydraulic Control Unit) y un actuador de dirección.

Cuando el tren de aterrizaje delantero está extendido y la válvula selectora de sus compuertas está actuada para cerradas, se presuriza el bloque hidráulico. Cuando, además, el tren de aterrizaje principal está comprimido, las dos cámaras del actuador de dirección reciben presión hidráulica y las ruedas del tren de aterrizaje delantero se mandan a una posición de 0°. A partir de esta posición, las ruedas delanteras girarán dependiendo de la referencia de velocidad de la BSCU y de las actuaciones en cabina sobre los elementos de dirección de estas; así, actuando sobre los pedales se podrán girar las ruedas hasta un máximo de 6°, mientras que la actuación sobre los actuadores de mano (*tiller*) produce giros hasta un máximo de 74°.

Por otra parte, el sistema de centrado mecánico del tren de aterrizaje delantero está diseñado para mantener las ruedas centradas en vuelo, con el tren extendido y sin mando de dirección disponible. En el caso de producirse una orden de giro inesperada, con presión hidráulica en el actuador de dirección, las cargas aplicadas por este sobre los componentes giratorios son suficientes para superar el sistema de centrado mecánico y hacer girar las ruedas, pudiendo alcanzar estas su límite físico de giro (95° a cada lado, correspondientes a los ángulos límites de remolque de la aeronave en tierra).

1.6.3. Unidad de control de dirección y frenos (BSCU)

La Unidad de control de dirección y frenos (BSCU) recibe señales de posición procedentes de los sensores instalados en el tren de aterrizaje delantero y de un sensor que monitoriza la posición de la servoválvula del módulo de control de dirección. Cuando se baja el tren de aterrizaje y la BSCU recibe una señal indicando

que el tren de aterrizaje delantero está abajo y bloqueado, esta empieza a monitorizar la posición angular del tren de aterrizaje delantero, empezando por una serie de cinco test de dirección. Una vez completado un test del sistema de frenos y que se dispone de presión en la servoválvula de dirección, la BSCU inicia el test de dirección; después de completar las primeras cuatro secuencias de test, la BSCU aplica un mando de 10° de rotación durante 5 seg, que produce un movimiento alternativo de hasta 1°.

Una vez que se ha seleccionado tren abajo y un segundo después de que el tren de aterrizaje delantero está abajo y bloqueado, la BSCU determina la posición de las ruedas de este; si detecta que las ruedas están desviadas de su posición de centrado mecánico, intentará centrarlas enviando una señal en este sentido a la servoválvula. Si la BSCU no recibe información de que la servoválvula se ha movido de acuerdo con lo mandado, continuará monitorizando la posición de esta durante 0,5 seg y, si sigue sin obtener respuesta, cortará la presión hidráulica y no estará disponible la dirección del tren de aterrizaje delantero. El fallo de centrado de este inicia un aviso de WHEEL NWS FAULT en el ECAM.

Un aspecto que cabe reseñar en este punto es que la BSCU recibe la señal correspondiente a la selección de tren abajo directamente de un punto de salida de la LGCL, mientras que otros equipos la reciben de puntos de salida distintos; por este motivo es posible que distintos equipos tengan distintas señales procedentes del mismo componente. Así, el registrador de datos de vuelo recibe esta señal una vez procesada por las dos LGCIU, que a su vez la reciben de puntos de salida distintos a la BSCU.

1.6.4. Descripción del sistema eléctrico del avión

El sistema eléctrico del avión está alimentado por dos generadores de corriente alterna (GEN 1 y 2), instalados en las góndolas de los motores y movidos por estos a través de un módulo de velocidad constante (CSD: Constant Speed Drive), cada uno; cada conjunto de generador y módulo de velocidad constante constituye una Unidad integrada de generación (GEN + CSD = IDG: Integrated Drive Generator). Un tercer generador de corriente alterna, movido por la Unidad de energía auxiliar (APU: Auxiliary Power Unit), puede sustituir a cualquiera de los principales o a ambos. Además, dispone una conexión para recibir energía eléctrica de un generador externo (EXT PWR: External Power) y de un Generador de emergencia (EMER GEN: Emergency Generator) movido por el circuito hidráulico de una Turbina de aire de impacto (RAT: Ram Air Turbine).

La energía producida por cada generador principal alimenta un circuito eléctrico de distribución de corriente alterna (AC BUS 1 y 2) y el n.º 1 alimenta, además, un circuito esencial (AC ESS BUS). El sistema permite que cualquier circuito pueda ser alimentado

1.6.4.2. Protección contra fluctuaciones de la corriente eléctrica

De acuerdo con sus requisitos de diseño, la Unidad de control de cada generador (GCU: Generator Control Unit) monitoriza la tensión suministrada por este y emite una señal de fallo, que produce la desconexión del generador si el voltaje medido está fuera de rango y conecta la barra afectada al generador disponible.

La aeronave que sufrió el incidente estaba equipada con un Sistema clásico de generación de energía eléctrica (EPGS: Electrical Power Generation System), en el que la protección por baja tensión se activaba si la tensión en cualquiera de las fases era inferior a 100 V durante 4,5 segundos.

El hecho de que esto no ocurriera en este caso, indica que las caídas de tensión en la fase C del generador n.º 1 de la aeronave tuvieron siempre una duración inferior a 4,5 segundos; además, esto es consistente con los datos obtenidos del registrador de datos de vuelo.

Por otra parte, en los PFR correspondientes a los vuelos en que se produjeron fluctuaciones de corriente, apareció el mensaje de mantenimiento *POWER SUPPLY INTERRUPT*, correspondiente a cortes de corriente de duración superior a 200 ms y posterior recuperación de esta.

1.7. Información meteorológica

1.7.1. Información general

De acuerdo con la información suministrada por la Agencia Estatal de Meteorología (AEMET), la situación general en el Sur de la Península Ibérica correspondía a una zona de bajas presiones, de 1.006 hPa, situada al Oeste de la Península Ibérica, con un frente frío asociado que estaba entrando por el Oeste Peninsular, y otra zona de bajas presiones, de 1.004 hPa, situada en el Norte de Marruecos y Argelia.

1.7.2. Información de aeródromo

En el aeropuerto de Sevilla, los informes METAR del día 20 de abril de 2011, entre las 17:00 y las 22:00 horas locales (15:00 y 20:00 UTC), fueron los siguientes:

17:00: METAR LEZL 201500Z 21010KT 160V240 9999 SCT040 SCT049 22/13
Q1007 NOSIG=
17:30: METAR LEZL 201530Z 22012KT 9999 SCT040TCU SCT049 23/13 Q1006
NOSIG=

18:00: METAR LEZL 201600Z 22011KT 9999 SCT040TCU SCT049 22/12 Q1006 NOSIG=
18:30: METAR LEZL 201630Z 22010KT 9999 FEW040TCU SCT049 22/12 Q1006 NOSIG=
19:00: METAR LEZL 201700Z 24011KT 9999 FEW040 SCT049 21/13 Q1006 NOSIG=
19:30: METAR LEZL 201730Z 23013KT 9999 SCT045 21/13 Q1006 NOSIG=
20:00: METAR LEZL 201800Z 22011KT 9999 SCT049 20/13 Q1006 NOSIG=
20:30: METAR LEZL 201830Z 23009KT 9999 SCT049 20/13 Q1006 NOSIG=
21:00: METAR LEZL 201900Z 24008KT 9999 SCT049 20/13 Q1006 NOSIG=
21:30: METAR LEZL 201930Z 23005KT 9999 SCT049 19/13 Q1007 NOSIG=
22:00: METAR LEZL 202000Z 22008KT 9999 SCT049 19/13 Q1007 NOSIG=

De estos informes se desprende que la situación meteorológica en el intervalo considerado, fue la siguiente:

- Viento medio en 10 minutos: entre 210° y 230°, es decir, de componente suroeste.
- Velocidad media del viento en 10 minutos: entre 5 kt (21:30 h) y 13 kt (19:30 h).
- Visibilidad: 10 km o más.
- Nubosidad: cielo parcialmente cubierto (3 o 4 octas) con base de las nubes entre 4.000 ft (1.219 m) y 4.900 ft (1.494 m). Entre las 17:30 y las 18:30 h nubosidad convectiva TCU (cúmulos congestus de extensión vertical). También había nubes de tipo Cu (cúmulos), Sc (estratocúmulos) y Ac (altocumúlos).
- Temperatura: Entre 19 °C y 23 °C. Temperatura del punto de rocío: entre 12° y 13 °C.
- QNH: Entre 1.006 y 1.007 hPa.

No hubo avisos de rayos observados ni de tormentas previstas.

1.8. Ayudas para la navegación

Todas las ayudas a la navegación a lo largo de la ruta que siguió la aeronave y para la aproximación ILS a la pista 27 del aeropuerto de Sevilla estaban operativas el día en que ocurrió el incidente y funcionaron correctamente cuando lo requirió la tripulación de la aeronave.

Para la aproximación ILS a la pista 27, la tripulación utilizó la carta JEPPESEN correspondiente y se apoyó en la radioayuda ILS-DME con indicativo **ISV**.

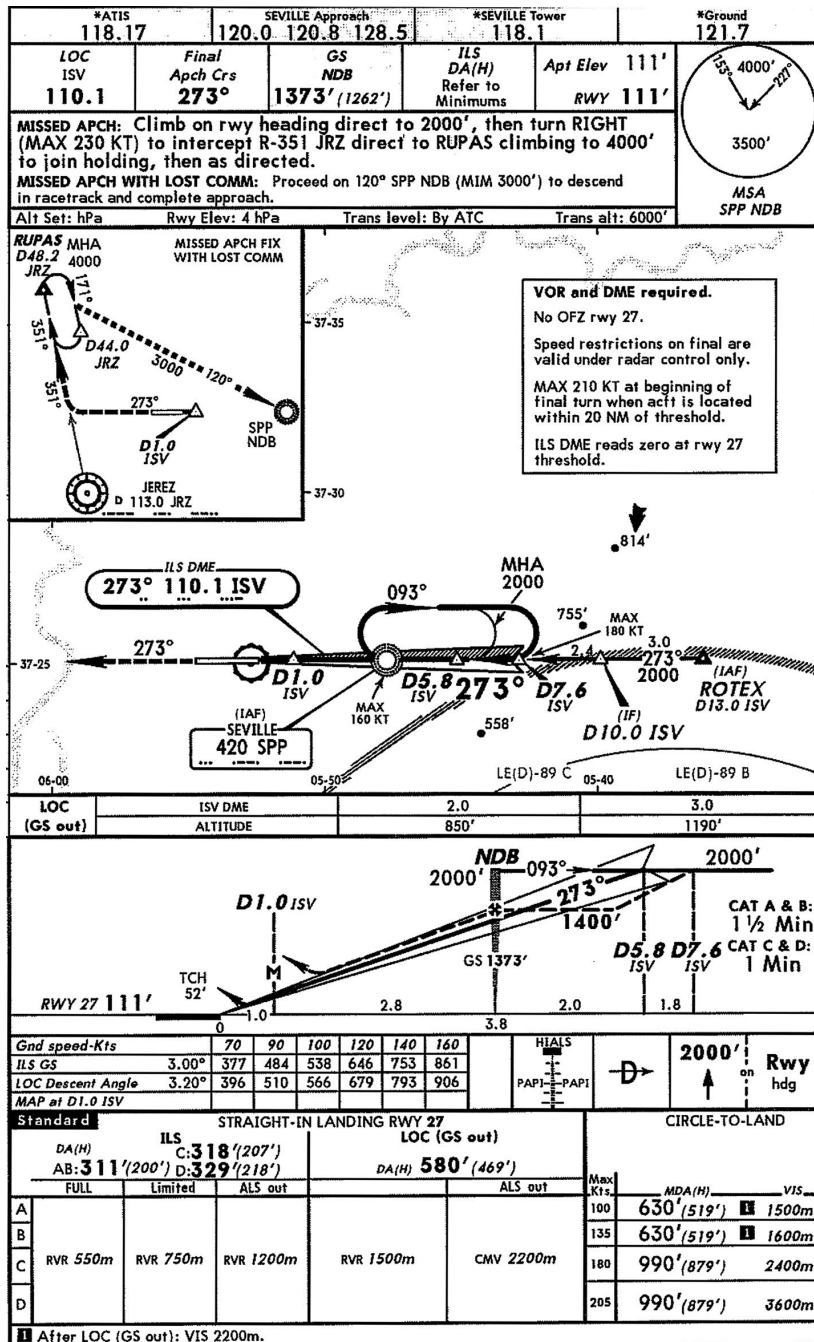


Figura 4. Carta JEPPESEN de aproximación ILS a la pista 27 de Sevilla

1.9. Comunicaciones

1.9.1. Comunicaciones tierra-aire

A partir del momento en que se produjo el primer aviso en cabina, la aeronave mantuvo comunicaciones con las dependencias de control que se relacionan a continuación:

- Centro de control de Sevilla-Sector de aproximación norte (LECSAPN), en la frecuencia 120,8 MHz, entre las 20:07:25 y las 20:19:31 h, y entre las 20:28:52 y las 20:46:36 h.
- Torre de control del aeropuerto de Sevilla (TWR), en la frecuencia 118.1 MHz, entre las 20:19:41 y las 20:27:31 h, y entre las 20:48:23 y las 20:59:15 h.

A continuación se transcriben las comunicaciones más relevantes entre estas dos dependencias y la aeronave.

Hora	Estación	Contenido/observaciones
20:07:25	VLG2220	Contacta con APP. Declara urgencia: PAN-PAN, PAN-PAN, PAN-PAN.
20:07:36	VLG2220	Tienen un problema con el control direccional del avión en tierra y probablemente necesite asistencia en tierra.
20:12:18	LECSAPN	Autorizado para realizar una aproximación ILS a la RWY27, QNH 1.006, descenso a su discreción y puede recortar si lo desea.
20:19:23	VLG2220	Establecido en el localizador.
20:19:26	LECSAPN	Transfiere el vuelo a TWR.
20:19:41	VLG2220	Contacta con TWR. Están 5 NM fuera y establecidos para la RWY27.
20:20:18	TWR	Autorizado para aterrizar en la RWY27 con viento 240/10.
20:20:43	VLG2220	Pide autorización para dar una pasada baja sobre el campo para que le confirmen la posición del tren de aterrizaje delantero.
20:21:11	TWR	Autorizado, con viento 220/10.
20:21:17	VLG2220	Informa que frustrará y hará un circuito izquierdo de tráfico visual.
20:22:39	TWR	Informa que el tren de aterrizaje parece estar bloqueado abajo y que el tren delantero está girado a la derecha.
20:22:51	VLG2220	Se confirman sus sospechas. Piden ir al Sur del campo para hacer un par de circuitos de espera e intentar resolver el problema. Pueden mantener 2.000 ft.
20:23:14	TWR	Le autoriza a su discreción, con QNH 1.006.
20:26:35	VLG2220	Pregunta si por el momento puede mantener el rumbo en lugar de hacer circuitos de espera.
20:26:44	TWR	Lo consultará con APP.
20:27:26	TWR	Transfiere el vuelo de nuevo a LECSAPN.
20:28:52	VLG2220	Contacta de nuevo con LECSAPN. Están al Sur de la ciudad, abandonando el rumbo 090. Necesitan unos minutos más para hacer una nueva aproximación.

Informe técnico IN-013/2011

Hora	Estación	Contenido/observaciones
20:29:20	VLG2220	Declara emergencia: MAYDAY, MAYDAY, MAYDAY. El tren de aterrizaje no está correctamente bloqueado y requieren la presencia de bomberos al lado de la pista. Pregunta si el aeropuerto dispone de espuma por si tienen problemas en el aterrizaje.
20:30:15	VLG2220	Hay 150 pasajeros y 7 tripulantes a bordo. Tienen un poco más de 3.000 kg de combustible a bordo y no transportan mercancías peligrosas.
20:34:38	VLG2220	Confirma que tiene contacto visual con el suelo. Necesitan otros tres o cuatro minutos antes de iniciar la aproximación.
20:36:06	LECSAPN	Informa que el aeropuerto no dispone de espuma.
20:36:12	VLG2220	Su tren de aterrizaje no está en la posición correcta. En el aterrizaje pueden tener problemas de dirección, de que salten chispas, incluso de que se rompa el tren. Necesitan los bomberos al lado de la pista e intentarán detenerse en ella.
20:36:47	VLG2220	Pregunta si los bomberos están preparados.
20:37:00	LECSAPN	Están preparados.
20:37:55	VLG2220	Necesitan treinta segundos más para preparar la cabina con los pasajeros, puede que un poco más. Informarán cuando estén preparados.
20:39:16	LECSAPN	Pide una estimada para el aterrizaje.
20:39:22	VLG2220	Estima cinco minutos más.
20:40:33	VLG2220	Están preparados para interceptar el localizador, proceder a 26 millas en final y tratar de realizar la aproximación.
20:40:43	LECSAPN	Autorizado a volar como ha solicitado.
20:45:43	LECSAPN	Autorizado para proceder directo a una aproximación ILS a la RWY27.
20:46:29	LECSAPN	Transfiere el vuelo de nuevo a TWR.
20:48:23	VLG2220	Contacta de nuevo con TWR. Están 3 NM fuera y establecidos para la RWY27.
20:48:29	TWR	Autorizado para aterrizar con viento 240/10.
20:48:36	VLG2220	Confirma la autorización y recuerda que se detendrán en la pista por no tener dirección en las ruedas de morro.
20:50:52	COMENTARIO	AVIÓN DETENIDO EN LA PISTA (SSFDR)
20:51:13	TWR	Informa que no hay llamas.
20:51:15	VLG2220	Pide confirmación.
20:51:18	TWR	Confirma que no hay llamas en el tren delantero.
20:51:19	VLG2220	Pide que vayan los bomberos para comprobar que no hay fuego.

Hora	Estación	Contenido/observaciones
20:53:05	VLG2220	Informa que si los bomberos confirman que no hay fuego, harán el desembarque utilizando escaleras y jardineras.
20:53:20	TWR	Lo coordinará con la Oficina de Coordinación y le informará.
20:58:37	TWR	Informa que los bomberos les están diciendo que hay una rueda reventada y que no hay fuego. Además, pueden ver enfrente del avión las jardineras y las escaleras dispuestas para evacuarlo.
20:58:53	VLG2220	Confirma que harán el desembarco como habían anunciado antes, con jardineras y escaleras, y lamentan haber ocupado la pista de esta manera.
20:59:15	TWR	Se despide con un saludo.

1.9.2. Comunicaciones tierra-tierra

En lo que a las estaciones en tierra se refiere, mantuvieron comunicaciones entre sí, por líneas calientes y telefónicas, las dependencias que se relacionan a continuación:

- Torre de control del aeropuerto de Sevilla (TWR).
- Centro de control de operaciones aeroportuarias (CECOA).
- Control de afluencia (FLOW).
- Servicio de Salvamento y Extinción de incendios del aeropuerto de Sevilla (SEI).
- Centro de control de Sevilla – Sector de aproximación norte o supervisor (LECSAPN).

A continuación se describen las comunicaciones más relevantes entre estas dependencias, mantenidas desde las posiciones correspondientes de la torre de control del aeropuerto de Sevilla:

Sector Local (LCL). Consola n.º 1 de la torre de control

Se mantuvieron comunicaciones entre las dependencias de TWR, CECOA y LECSAPN. Las tres dependencias se mantuvieron informadas entre sí y coordinaron las actuaciones necesarias en relación con el suceso, entre las 20:15:43 y las 20:52:48 h.

Sector Tierra (GND). Consola n.º 2 de la torre de control

Se mantuvieron comunicaciones entre las dependencias de TWR, LECSAPN, CECOA y SEI. Las cuatro dependencias se mantuvieron informadas entre sí y coordinaron las actuaciones necesarias en relación con el suceso, entre las 20:08:00 y las 20:56:56 h.

Cabe reseñar que la primera llamada, a las 20:08:00 h, fue del supervisor del ACC de Sevilla a la TWR para pedir que se suspendieran todos los despegues e informar sobre los motivos para ello.

Posición de reserva. Consola n.º 3 de la torre de control

Se mantuvieron comunicaciones entre las dependencias de TWR, LECSAPN y FLOW. Las tres dependencias se mantuvieron informadas entre sí y coordinaron las actuaciones necesarias para desviar los vuelos con destino al aeropuerto de Sevilla y mantener en tierra a los que tenían previsto despegar desde él, entre las 20:23:13 y las 20:28:03 h.

1.10. Información de aeródromo

El aeropuerto de Sevilla, con denominación OACI **LEZL** e IATA **SVQ**, está situado 10 km al noroeste de la ciudad de Sevilla y la elevación de su punto de referencia es de 34 m (111 ft). Tiene de una pista de asfalto con denominación 09/27, orientación magnética 093°/273° y dimensiones 3360 x 45 m, y en las dos cabeceras dispone de ayudas visuales y radioeléctricas para la aproximación de precisión de categoría I OACI (CAT I).

En cuanto a los Servicios de salvamento y extinción de incendios, su categoría de incendios publicada es 7, es decir, responde al objetivo operacional de tiempo de respuesta hasta los extremos de la pista 09/27 menor de 3 minutos, y los equipos de salvamento de que dispone son acordes a la categoría de incendios publicada.

Cabe reseñar que el aeropuerto de Sevilla no disponía de espuma adecuada para el recubrimiento de pistas en el caso de aterrizajes de emergencia. El Anexo 14 («Aeródromos») de la OACI y las «Normas Técnicas de diseño y operación de aeródromos de uso público» en vigor en España, no contemplan la prestación de este servicio.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave disponía de un Registrador de Datos de Vuelo de Estado Sólido (SSFDR) y de un Registrador de Voces en Cabina (CVR), situados en la zona posterior del fuselaje. Se recuperaron los dos en buen estado y sin daños aparentes, y se trasladaron al Laboratorio de registradores (STAR) de la compañía Iberia, que realizaba el mantenimiento de la aeronave, para su entrega a la CIAIAC.

Además de los registradores de vuelo, la aeronave tenía instalado un grabador de datos de vuelo de acceso rápido (DAR: Data Access Recorder), con soporte en cinta magnética, que registraba los datos necesarios para los programas de análisis del operador. Se recuperó la cinta que tenía instalada, que se había montado el día 9 de abril de 2011.

La lectura de esta cinta se realizó en el Laboratorio de registradores de la compañía Iberia, que informó que la esta no contenía datos del suceso por estar llena antes del inicio del vuelo y, en consecuencia, no tener memoria disponible.

1.11.1. *Registrador de datos de vuelo (SSFDR)*

La aeronave tenía instalado un Registrador de Datos de Vuelo de Estado Sólido de la marca Allied Signal, modelo 980-4700, número de parte (P/N) 980-4700-042 y número de serie (S/N) 5502, con capacidad para grabar un total de 128 palabras por segundo y 54 h de vuelo. Registraba un total de 600 parámetros, analógicos y digitales.

Antes de su entrega a la CIAIAC, y a petición del fabricante de la aeronave, se realizó en las instalaciones del mantenedor una descarga de los datos que contenía y estos se enviaron en bruto al fabricante, con objeto de evaluar el problema que se había producido y de cara a la puesta en servicio de la aeronave.

Una vez que los registradores estuvieron en poder de la CIAIAC, se realizó en su laboratorio de registradores la lectura del registrador de datos de vuelo, estos se transformaron a unidades de ingeniería y se dispuso de la información en formatos gráfico y tabular.

Dentro de la información obtenida, se identificó la activación del aviso de Master Caution que había aparecido en cabina durante el vuelo del incidente (parámetro denominado «master warning»). Asimismo, se comprobó que se había activado también, sin que coincidiera con actuaciones de la tripulación (como la desconexión del piloto automático) que pudieran producirlo, en uno de los vuelos realizados por la aeronave el día 18 de abril y en otro del día 19 de abril, inmediatamente anteriores al día en que ocurrió el incidente.

Asimismo, a la vista de la información obtenida, cabe reseñar tres aspectos:

- A partir de la desconexión de los sistemas de vuelo automático y directores de vuelo, estos permanecieron desconectados hasta el final del vuelo.
- Los buses de energía alterna (1 y 2) y continua (1 y 2), así como los esenciales, de corriente alterna y continua, permanecieron conectados durante todo el vuelo.
- Se registraron datos erróneos en tres instantes del vuelo, todos con una duración de 1 segundo, a las 19:30:32, a las 20:29:52 y a las 20:34:36 h.

A continuación se presentan en formato gráfico los datos correspondientes a las dos aproximaciones y el aterrizaje de la aeronave en la pista 27 del aeropuerto de Sevilla, y se detalla la información básica obtenida de ellos.

Después, se representa la trayectoria seguida por la aeronave en las dos aproximaciones y el aterrizaje, y la trayectoria de esta durante la aproximación final y en tierra, representadas ambas sobre fotografías aéreas.

1.11.1.1. Primera aproximación

De los datos extraídos del SSFDR cabe reseñar la siguiente información relativa a la primera aproximación:

- Se realizó la aproximación con los dos pilotos automáticos (A/P1 y A/P2) conectados según el procedimiento Airbus para la captura del localizador del ILS.
- En la milla 8 del ILS/DME 27 se actuaron los flaps a CONF 2 (15° de deflexión).
- En la milla 6,7 se actuó la palanca de tren dando indicación de bloqueo a las 20:19:15.
- En la milla 5,9 se seleccionaron flaps a CONF FULL (35° de deflexión).
- Prácticamente coincidente con la extensión de los flaps a 35°, 21 seg después de la indicación de bloqueo del tren de aterrizaje, se registró que el tren de aterrizaje delantero estaba en posición de tierra (amortiguador comprimido), lo que se identificó con el giro de sus ruedas en el aire, en el segundo 20:19:36.
- A las 20:20:31 los dos pilotos automáticos se desconectaron y, 17 seg después se desconectaron los gases automáticos. No se volvieron a conectar durante el resto del

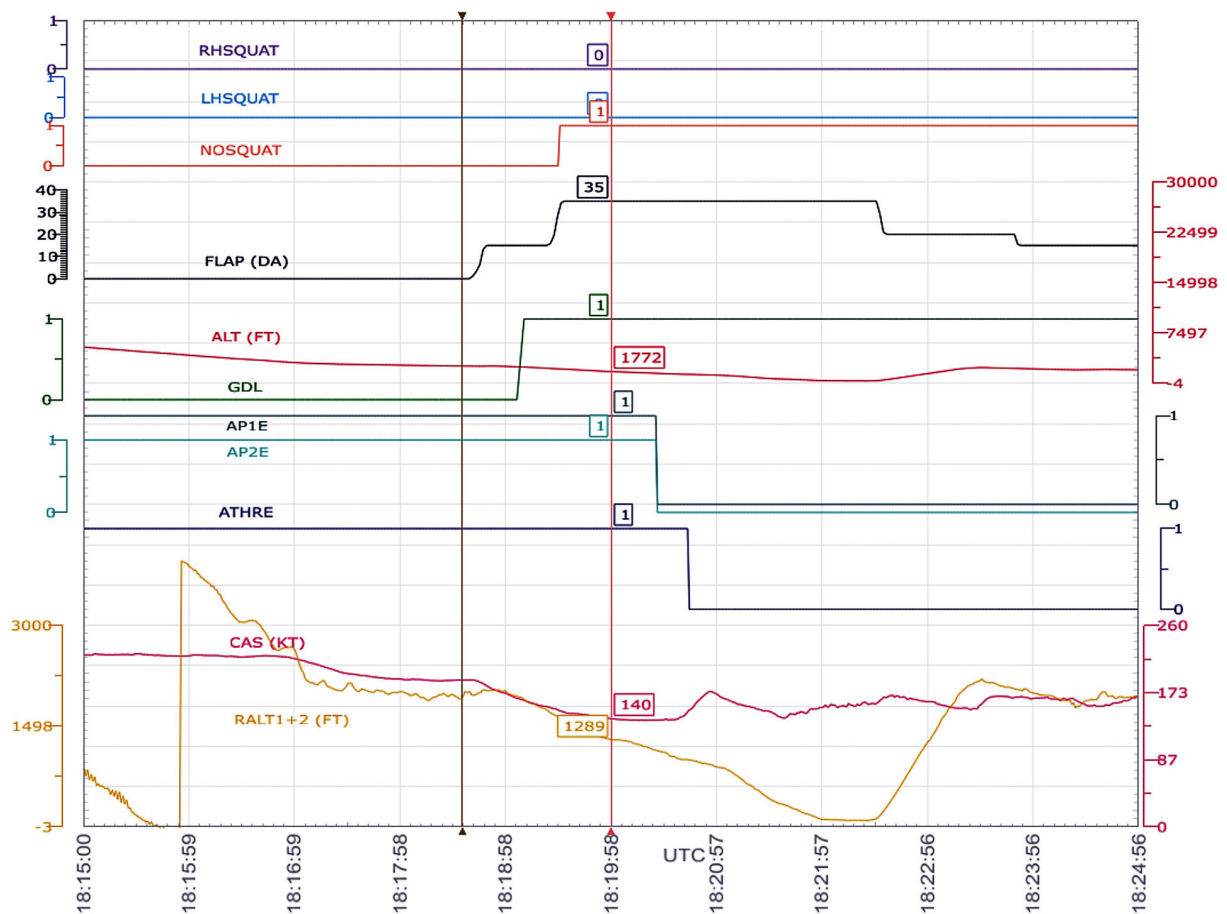


Figura 5. Gráfico de datos del SSFDR sobre la primera aproximación

vuelo. En este punto, la aeronave se encontraba a 992 ft sobre el terreno, en la milla 2,9 del localizador y con una velocidad de 151 kt.

- Se hizo una pasada baja a 100 ft sobre el terreno y 160 kt, desde la milla 0,16 a la milla 1,14 a partir de la cabecera 27, es decir recorrieron prácticamente una milla (6.000 ft) sobre la pista con objeto de que fuese comprobada desde tierra la configuración del tren.
- A partir de este punto se inició el ascenso con la configuración de flaps en CONF 3 (20° de deflexión) hasta una altura de 2.000 ft. Al alcanzar esta altura, a las 20:23:54, con 170 kt, la tripulación retrajo los flaps a CONF 2 (15° de deflexión), dejando el tren extendido.

1.11.1.2. Segunda aproximación y aterrizaje

De los datos extraídos del SSFDR cabe reseñar la siguiente información relativa a la aproximación final y el aterrizaje:

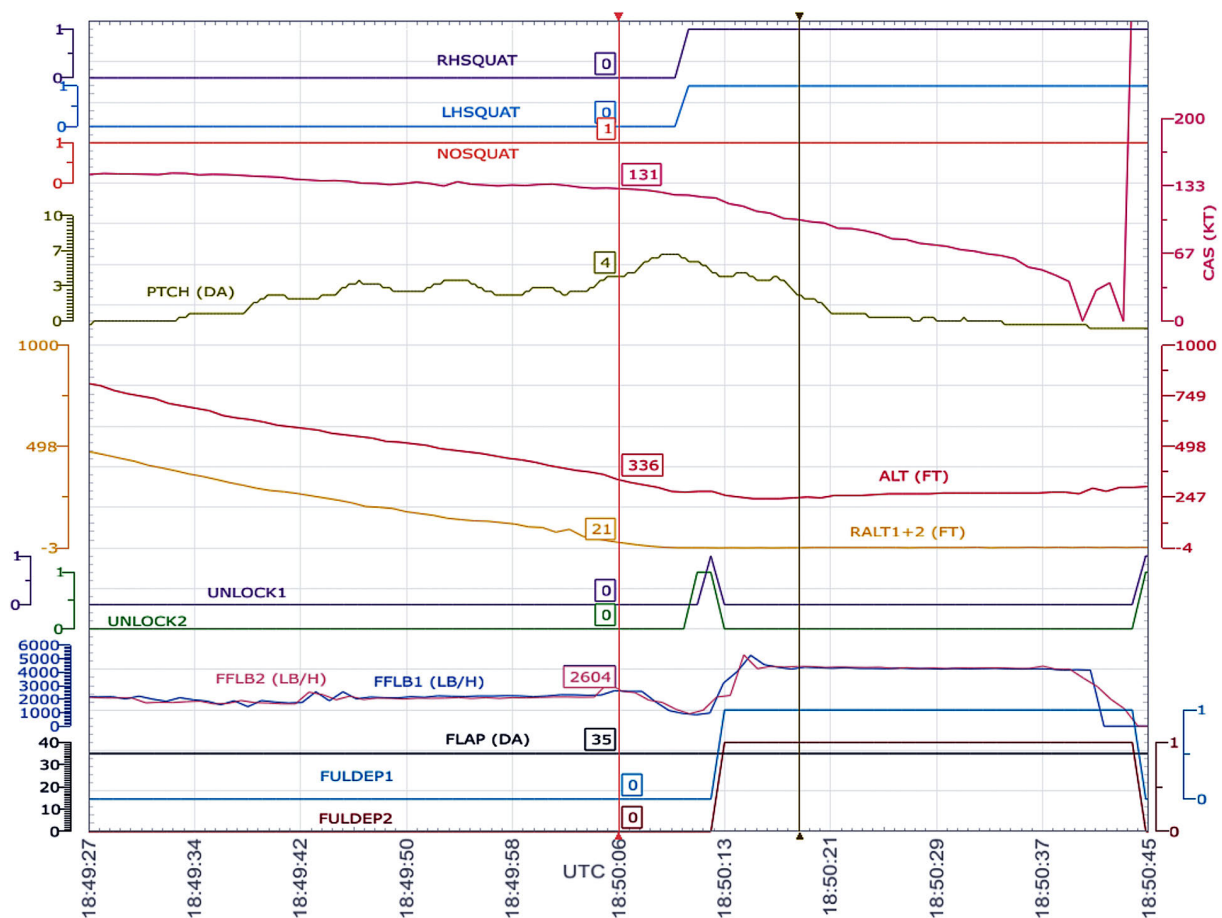


Figura 6. Gráfico de datos del SSFDR sobre la segunda aproximación y el aterrizaje

- Se realizó la fase final de la aproximación volando en modo manual con el tren extendido y CONF FULL de flaps (35° de deflexión) manteniendo una velocidad de 135 kt.
- A 43 ft sobre el campo se inició la recogida alcanzando un ángulo de profundidad de 6° .
- En cuanto el tren principal de aterrizaje estuvo en contacto con la pista, a 123 kt, se desplegaron los spoilers de tierra y las reversas.
- Se mantuvo el morro arriba durante 10 seg.
- Trascurrieron 34 seg desde la toma de contacto hasta la detención del avión.
- Los motores se pararon cuando la aeronave rodaba con 28 kt de velocidad respecto del suelo, deteniéndose completamente el avión cinco segundos más tarde.
- La distancia de aterrizaje fue de 4.056 ft (1.236 m). La aeronave puso las ruedas en la pista sobre el punto de visada y se detuvo a la altura de la salida rápida E3.

1.11.1.3. Trayectoria de la aeronave

Los datos obtenidos del registrador de datos de vuelo se utilizaron para obtener la trayectoria seguida por la aeronave en las dos aproximaciones y el aterrizaje. A continuación se representan esta trayectoria y el detalle de la correspondiente a la aproximación final y el trayecto recorrido en tierra.

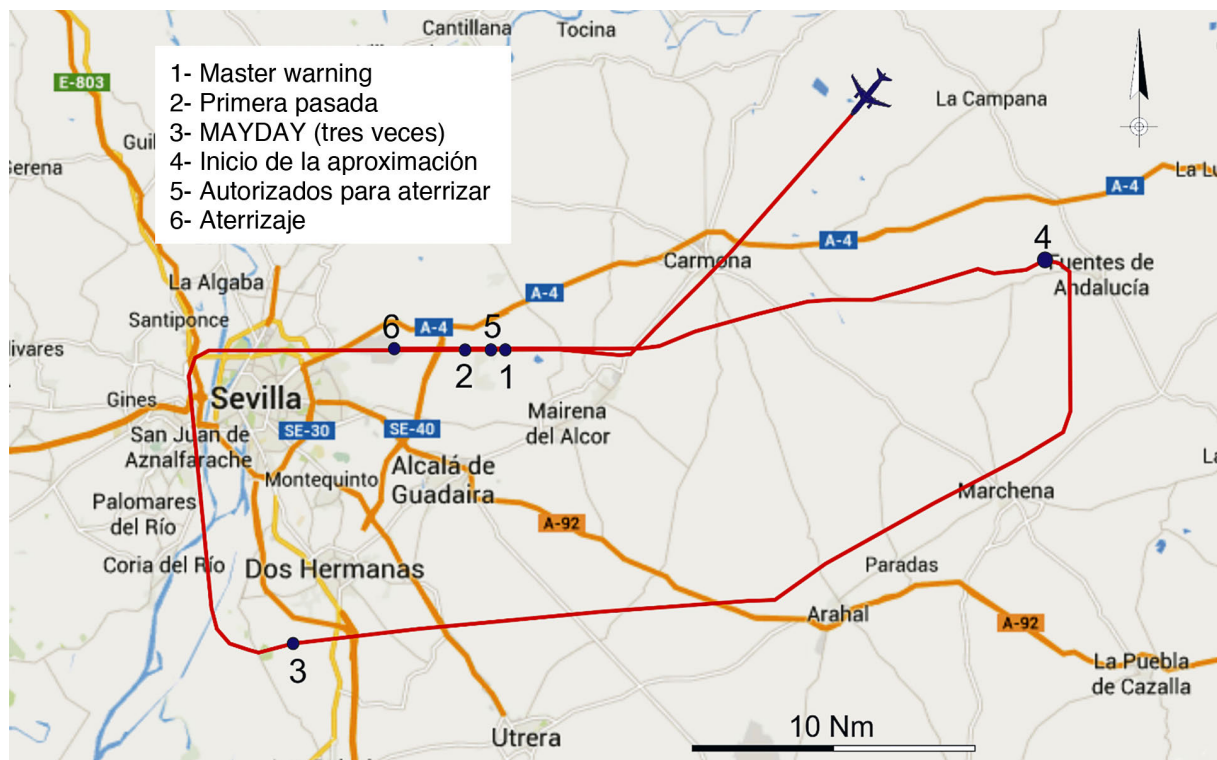


Figura 7. Trayectoria de la aeronave en las dos aproximaciones y el aterrizaje

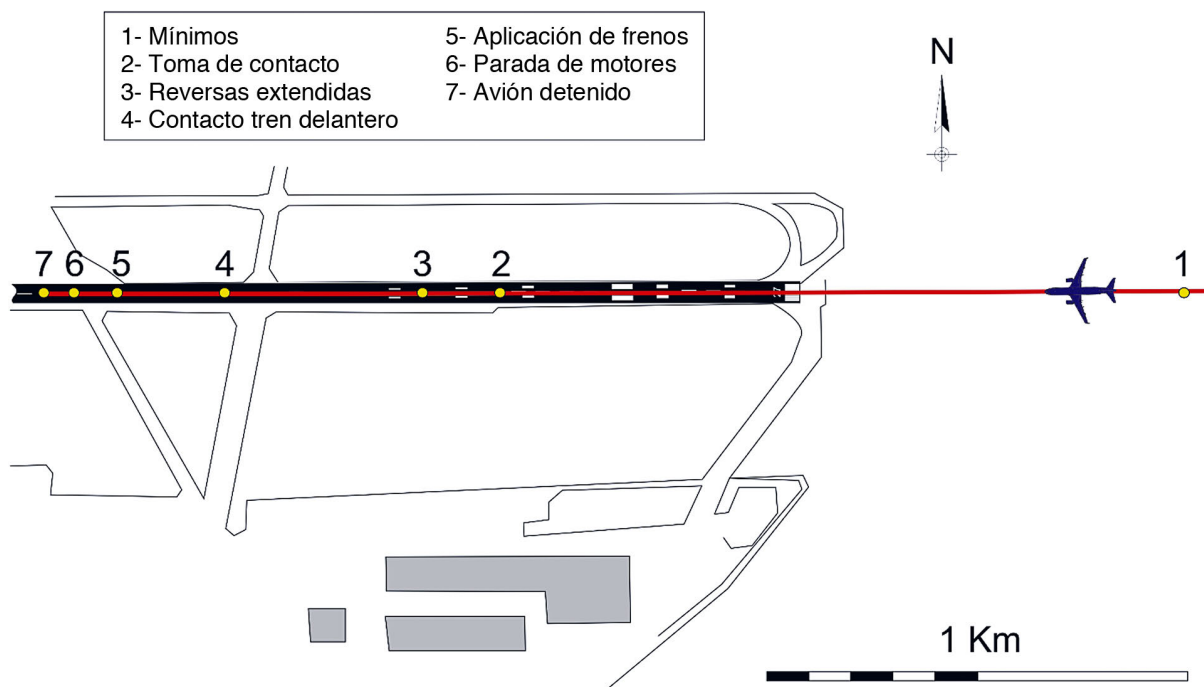


Figura 8. Trayectoria de la aeronave en la aproximación final y el aterrizaje

1.11.2. Registrador de voces en cabina (CVR)

La aeronave tenía instalado un registrador de voces en cabina de la marca Sundstrand Data Control, modelo AV557C, número de parte 980-6005-076 y número de serie 10077, en el que la información se registraba en una cinta magnética.

Este equipo disponía de cuatro canales de grabación en los que se registraban de forma continua los sonidos correspondientes a los últimos 30 minutos (valor nominal) de funcionamiento de la aeronave. En cada canal se grababan los sonidos procedentes de:

- Canal n.º 1: Sistema de avisos al pasaje.
- Canal n.º 2: Micrófono y auriculares del puesto del copiloto.
- Canal n.º 3: Micrófono y auriculares del puesto del piloto al mando.
- Canal n.º 4: Micrófono de ambiente.

Una vez que los registradores estuvieron en poder de la CIAIAC, se realizó en su Laboratorio de registradores la lectura del registrador de voces en cabina y una audición inicial de las grabaciones que contenía, comprobando que eran útiles para la investigación.

Se comprobó que la duración total de la grabación era de 33 min 34 segundos. Los primeros 22 minutos y 50 segundos correspondían a la aproximación, la preparación del aterrizaje y el aterrizaje de la aeronave en el aeropuerto de Sevilla, y el resto correspondía a actuaciones de personal de mantenimiento haciendo labores posteriores al aterrizaje.

Se transcribieron los 22 minutos y 50 segundos correspondientes al vuelo, y se realizaron la sincronización de las conversaciones contenidas en el CVR con los datos obtenidos del SSFDR.

A continuación se describen las conversaciones de mayor interés en relación con la operación realizada:

- A las 20:29 la aeronave contactó con aproximación Sevilla y declaró emergencia (Mayday, Mayday, Mayday) reclamando la posibilidad de utilizar espuma en el aterrizaje para minimizar posibles daños. Facilitaron información sobre personas a bordo, autonomía y ausencia de mercancías peligrosas.
- A las 20:31 el comandante transfirió el control del avión y las comunicaciones al copiloto y comunicó con la jefa de cabina para coordinar con la tripulación auxiliar. En esta comunicación hizo referencia a un incidente de la aeronave de la compañía Jet Blue¹⁰, que tuvo características similares.
- A las 20:33 volvió a hacerse cargo de los mandos y solicitó al copiloto que realizase un anuncio a los pasajeros comentando la situación, comunicado que el copiloto realizó a las 20:35.
- A las 20:36 Sevilla aproximación comunicó a la tripulación la no disponibilidad de espuma a lo que el copiloto respondió reclamando la atención de los bomberos por si las posibles chispas produjeran algún problema de incendio.
- A las 20:37 el comandante comentó sus intenciones de aplicar empuje de reversa al máximo y no utilizar frenada automática.
- A las 20:39 el copiloto, considerando de nuevo la similitud de este caso con el de Jet Blue, indicó al comandante que debía bajar el morro sin dejar caer mucho la velocidad para tener mando de profundidad. Le recomendó no tener el morro mucho tiempo arriba.
- A las 20:40 la tripulación auxiliar dió la señal de cabina asegurada con lo que los pilotos iniciaron la aproximación y realizaron el procedimiento de APPROACH.
- A las 20:43 el copiloto sugirió leer la lista de emergencia de aterrizaje con posición anormal del tren (LDG WITH ABNORMAL L/G), a lo que el comandante dió su aprobación.
- A las 20:45 tuvieron una discusión sobre cuando parar los motores, a la vista de la información de la lista de emergencia que les generaba confusión.
- A las 20:46 el comandante comunicó al copiloto que iban a usar reversa y parar los motores tan pronto posasen la rueda de morro y el avión comenzase a decelerar, a lo que el copiloto comentó que él interpretaba en el procedimiento que se debían cortar motores antes de posar la rueda de morro por lo que acordó que, después de tocar con el tren principal se extendieran reversas y, antes de posar la rueda de morro, se cortarían los motores.

¹⁰ Incidente ocurrido a la aeronave Airbus A320, matrícula N536JB, operada por Jet Blue Airways (vuelo JBU292), el 21 de septiembre de 2005, en el aeropuerto internacional de Los Ángeles (California-USA). Referencia de la NTSB: LAX05IA312.

En este momento fueron transferidos de nuevo a torre para aproximación final.

- A las 20:48 comenzaron la configuración para el aterrizaje y leyeron la lista de aterrizaje (LANDING).
- A las 20:48 contactaron con torre y le comunicaron que dejarían la pista bloqueada por no tener capacidad de dirección.
- A las 20:49 el copiloto dio la señal de preparación para el impacto («brace for impact»).
- A las 20:50 se produjo la toma del avión realizando la parada de motores una vez el avión se detuvo. Al cortarse los motores el avión se desenergizó y se detuvo la grabación.

1.11.3. Información sobre el vuelo incidente

A continuación se relacionan los hechos relevantes ocurridos durante el vuelo, desde que despegó de Barcelona hasta que se detuvo en la pista del aeropuerto de Sevilla.

Se ha tomado como referencia de tiempos el de las transcripciones de las comunicaciones con las dependencias de control tránsito aéreo, referido a la hora local.

Hora local	Información relevante del vuelo
19:01:47	La aeronave realiza la rotación con 154 kt (CAS).
19:02:00	La aeronave despegue con 159 kt (CAS). El autothrust (ATHR: empuje automático) está conectado desde el inicio de la carrera de despegue.
19:04:11	Se conecta AP1 (piloto automático n.º 1) con 229 kt (CAS) y 1.183 ft de radioaltímetro.
20:18:54	FLAPS 15°.
20:14:58	Se conecta AP2 (piloto automático n.º 2). Altitud 5.716 ft y 220 kt (CAS).
20:18:58	Se selecciona la palanca de tren abajo.
20:19:15	Tren abajo y bloqueado.
20:19:30	Inicio del movimiento de flaps.
20:19:36	SQUAT de tren delantero activado (indica en TIERRA). Permanece esa indicación hasta después del aterrizaje. La indicación del tren principal permanece en AIRE.
20:19:38	Flaps 35°.
20:20:31	Desconexión de AP1 y AP2.
20:20:33	Activación de Master Warning durante 3 segundos.
20:20:46	Desconexión de FD1 (director de vuelo n.º 1).
20:20:47	Desconexión de FD2 (director de vuelo n.º 2) y desconexión de ATHR.

Informe técnico IN-013/2011

Hora local	Información relevante del vuelo
20:22:29	92 ft radioaltímetro con 158 kt (CAS). Sobrevuelo sobre pista a baja altura.
20:28:23	Inicio de la grabación en el CVR.
20:29:12	La tripulación declara emergencia e informa que tienen un problema con el tren de morro. Requieren bomberos y preguntan si hay espuma.
20:29:51	Informan del número de personas a bordo sin que lo requiera ATC. 150 pasajeros y 7 tripulantes.
20:30:23	La tripulación informa que no hay mercancías peligrosas a bordo.
20:37:01	El comandante informa que no van a usar «autobrake» (frenos automáticos), que va a ser frenada manual y van a aplicar reversas nada más aterrizar.
20:38:22	Seleccionan rumbo norte.
20:38:33	El copiloto recuerda el caso de JETBLUE1 y recomienda que no intente mantener el tren de morro arriba mucho. Que lo baje cuando todavía haya velocidad (GS 90 kt cuando apoya la rueda de morro).
20:40:54	Inician la lista de aproximación.
20:42:40	Se refieren a la lista de Abnormal Gear Position Landing.
20:45:25	Discusión sobre si se usan reversas en el aterrizaje o se apagan motores tras la toma. Finalmente deciden usar las reversas y parar los motores cuando se apoye la rueda de morro y haya velocidad. Finalmente, paran los motores con 28 kt (GS), prácticamente con el avión parado.
20:47:34	Se extienden flaps a 20° e inmediatamente a 35°.
20:47:39	Se hace la Lista de aterrizaje.
20:48:40	Son autorizados a aterrizar.
20:48:48	<i>Brace for impact.</i>
20:49:54	<i>Minimum.</i>
20:50:18	Se produce la toma. 124 kt (CAS) y aceleración vertical 1,21 g's.
20:50:20	Totalmente extendidas las reversas y los ground spoilers.
20:50:30	La rueda del tren delantero se apoya en el suelo.
20:50:37	Se inicia la aplicación de frenos.
20:50:42	<i>Engine master off, 1 and 2</i> (lo dice el copiloto y el Fuel Flow de ambos motores baja a 0 después de 5 segundos).
20:50:52	Velocidad registrada 1 kt (GS). La aeronave está parada.
20:50:54	Se interrumpe la grabación de datos.

¹¹ Incidente ocurrido a la aeronave Airbus A320, matrícula N536JB, operada por Jet Blue Airways (vuelo JBU292), el 21 de septiembre de 2005, en el aeropuerto internacional de Los Ángeles (California-USA). Referencia de la NTSB: LAX05IA312.

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

No se aplica a este caso.

1.13. Información médica y patológica

No se aplica a este caso.

1.14. Incendio

No se produjo incendio

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

No se aplica a este caso.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Declaraciones de la tripulación

1.16.1.1. Declaración del comandante

Era el tercer tramo de la sesión programada para ese día. Previamente habían realizado el vuelo Barcelona-Roma-Barcelona sin incidencias con ese mismo avión. Esta aeronave no había volado antes en ese día. En este salto él era el PF, mientras que el copiloto en instrucción ejercía de PNF y el tercer piloto supervisaba la operación.

La salida de BCN fue normal. El primer evento ocurrió a nivel de vuelo FL350, una vez pasado al FIR Madrid, donde apareció un aviso ámbar en el ECAM (ILS1 FAULT). En ese momento se dio cuenta que la pantalla del PFD n.º 1 había quedado completamente en blanco. Dos o tres (2-3) segundos más tarde desapareció esa señal, recuperó el PFD y apareció otro aviso ECAM (WHEEL NW STEER FAULT).

En el libro de estado de la aeronave (TLB Technical Log Book) había leído alguna anotación previa referente a este fallo. No consideró el aviso como algo en exceso problemático; no tenía acciones de ECAM. Miraron en el FCOM3 y el QRH observando que en la página de reseteo del computador (computer reset page) del QRH indicaba que se debía resetear, pero él decide no hacerlo.

Leyó también la MEL para ver si le facilitaba información. Decidió continuar a Sevilla considerando que el aeropuerto era adecuado y que era el más próximo.

En ese momento decide intercambiar los puestos de pilotaje pasando a ser el copiloto experto el PNF.

Mandó un mensaje ACARS a la compañía requiriendo mantenimiento. En ese momento ya era consciente de lo que le podía pasar y que el problema se podía agravar.

En el primer contacto con Sevilla APP contaron la situación declarando PAN, PAN. Pensaban que, en esas condiciones, no serían capaces de librar la pista. También recuerda haber hablado por radio con Mantenimiento. Realizó un briefing operacional con el segundo considerando operación normal salvo por la problemática de la dirección de la rueda de morro (NWS) que supondría dejar el avión en pista. Todo el vuelo se realizó en modo automático desde el principio.

Al realizar la aproximación final y bajar el tren, tuvieron el segundo aviso con presentación de tres luces en verde (patas bloqueadas). Este fue ECAM L/G SHOCK ABSORBER FAULT. En ese momento perdieron el piloto automático (A/P), el empuje automático (A/T) y el director de vuelo (FD). Se hizo cargo del control manual de la aeronave y sin conseguir recuperar los automatismos. El copiloto recordó el incidente del JetBlue, dándose cuenta inmediatamente de su situación.

Decidieron hacer una pasada baja en frente de la torre a unos 200 ft AGL. Para ello cambiaron la configuración de aterrizaje a CONF2. La torre confirmó que el tren estaba abajo pero la rueda de morro desviada. Requirió, y fue autorizado por la torre, a no hacer la maniobra de frustrada publicada, ya que hacía el norte había Cumulonimbos. Decidieron hacer un circuito amplio hacia el sur, evitando la ciudad de Sevilla. Mantuvieron un altura de alrededor de 3.500 ft.

Hicieron un tramo de viento en cola extendido. Sabía que no había boletines de ingeniería (OEB's) aplicables debido a la modificación del software del avión.

Decidieron declarar aterrizaje de emergencia en el tramo de viento en cola. Habló con la sobrecarga para explicar la situación. Esta posterior comunicación se realizó después de la pasada baja.

Requirieron vectores para aproximación. Solicitaron espuma, pero no estaba disponible en el aeropuerto.

Hicieron una aproximación normal, leyendo la lista de «Landing with abnormal L/G». Pidió al copiloto no cortar motor en la toma ya que pretendía usar reversa para controlar la posible frenada asimétrica.

La toma se hizo a unos 130 kt bajando el morro a unos 90 kt. Empezó a frenar gentilmente cuando la rueda tocó el suelo. Mantuvo la línea central el solo sin tener que corregir para mantener el eje central. Consideró que fue un aterrizaje normal sin vibración pero con un poco más de ruido. La deceleración fue normal.

Apagó los motores cuando el avión se paró. Leyeron la lista de evacuación como precaución. En contacto con torre y bomberos confirmaron que no había fuego, por lo que decidieron hacer un desembarque normal.

Olía a goma quemada pero no fuerte.

Realizó un anuncio a los pasajeros que no mostraron pánico en ningún momento.

1.16.1.2. Declaración del copiloto

Había sido asignado a ese vuelo como de piloto de seguridad.

El EC-GRH es un avión antiguo y el asiento del observador (*jump seat*) es incómodo. Por este motivo en crucero se fue a sentar en la cabina de pasaje.

Le llamaron al primer aviso de ECAM (NW STEER FAULT) y sustituyó al copiloto en instrucción. Consultó la MEL y el FCOM viendo que no hay procedimiento al respecto.

Continuaron para Sevilla declarando urgencia. Le explicó a control (ACC) la naturaleza del problema.

Al bajar el tren aparece el aviso ECAM SHOCK ABSORBER FAULT. Ante este aviso declaró que ya habían hablado la posibilidad de que la rueda de morro se situase 90°.

Hicieron una pasada baja y un circuito a la izquierda de la pista. Aplicaron la lista de LDG WITH ABNORMAL L/G, aunque reconoce que no es una lista para este caso.

Él estuvo preocupado con el combustible remanente. Además había fallado el piloto automático (A/P) y el director de vuelo (F/D).

Contempló la posibilidad de que se partiera la pata de morro. El uso de reversa lo dejó a opción del comandante.

Cortaron motores al parar. No hubo fuego, ni evacuación aunque se coordinó la posibilidad de realizarla con la tripulación de cabina.

Fueron asistidos por los bomberos.

Ya había volado aviones con fallo de dirección. En sus anteriores compañías (Air Madrid y Clickair) había ejercido de piloto de pruebas (Test pilot).

Asimismo, informó que había recibido formación como piloto de pruebas, habiendo realizado los siguientes cursos:

- Graduado NTPS, Mojave.
- Curso corto Test Pilot.
- Introduction to fixwing test flying.
- Avionic System test flying.

1.16.1.3. Declaración del copiloto en prácticas

El copiloto en prácticas fue entrevistado pero no aportó ninguna información adicional. Su labor se limitó a asistir al copiloto en lo que éste le requirió y en la lectura de las listas de emergencia.

1.16.1.4. Declaración de la jefa de cabina (sobrecargo)

La jefa de cabina remitió un informe escrito con la siguiente narración de los hechos:

En el vuelo Vy 2220 Barcelona-Sevilla, durante el crucero entro a cockpit y el comandante me informa que tenemos un problema con el tren delantero. La rueda esta girada pero haremos un aterrizaje en operación normal. Yo doy la información a la tripulación de cabina.

Nos dan 20 minutos para el aterrizaje y aseguramos la cabina en operación normal. Una vez sale el tren de aterrizaje recibimos un aviso de cabina de vuelo que permanezcamos en nuestros asientos al realizar un aterrizaje frustrado.

Pasados unos minutos recibo una llamada del comandante y entro en cabina. Me comunica que tenemos que hacer un aterrizaje de emergencia y me da la información pertinente. Me comunica que tengo 10 minutos para la toma, que me indicará 2 minutos antes «Finish preparation» dos veces y 1 minuto antes «protección. Protección» («Brace Brace»), también dos veces.

Con la información salgo a cabina y reúno a la tripulación en la zona delantera y les doy la misma información que he recibido del comandante. A partir de ese momento doy el anuncio de emergencia a los pasajeros y empezamos con el procedimiento, recolocamos los pasajeros capaces de ayudar (abps) e instruimos a los pasajeros de movilidad reducida (pmrs) y bebés, asegurando la cabina. Los pasajeros a pesar de la situación colaboran en todo momento y siguen todas las órdenes que les íbamos indicando. Nos sentamos en los trasportines y esperamos a las órdenes indicadas por el comandante. Gritamos a los pasajeros «protección, protección» hasta el aterrizaje.

Una vez el avión parado completamente escuchamos desde cockpit «Atención, tripulantes a sus puestos» («Attention crew at stations») dos veces. Pasado un minuto el comandante salió de la cabina de mando indicándonos que todo estaba bien, lo que comuniqué a los tripulantes de la parte trasera.

Mientras esperábamos a que nos pusiesen las escaleras y a que llegasen las jardineras (autobuses) para desembarcar, tanto el comandante como el copiloto dieron un anuncio al pasaje informándonos de lo ocurrido y de que estábamos a la espera de

poder desembarcar. Yo fui pasando por toda la cabina para comprobar el estado de los pasajeros, tranquilizarlos y comprobar que las auxiliares de la zona trasera se encontraban bien.

Quiero mencionar especialmente el excelente CRM que hubo por parte de cabina tanto con la tripulación auxiliar como con el pasaje. En todo momento supieron transmitirnos seguridad a pesar de la situación. Destaco el buen trabajo de la tripulación auxiliar en equipo, la profesionalidad y su actitud, y su capacidad ante la situación.

1.16.2. Inspección de los restos de la aeronave

De acuerdo con las instrucciones recibidas del fabricante del avión, se realizaron inspecciones y pruebas de los sistemas de alimentación de corriente alterna y de dirección del tren de aterrizaje delantero del avión. Cabe reseñar que, en la inspección del sistema de alimentación de corriente alterna, se encontraron características muy acusadas de haberse formado arco eléctrico («fogueado») en uno de los conectores del mazo de cables que conectaba el IDG n.º 1 (conjunto de generador de corriente alterna y Transmisión de velocidad constante, acoplado al motor izquierdo) al sistema eléctrico del avión.

Como consecuencia de los trabajos realizados se sustituyeron, por una parte el IDG n.º 1 y los mazos de cables asociados al mismo, y, por otra parte, el tren de aterrizaje de morro y los elementos de mando y control, de extensión-retracción y de dirección del mismo.

Una vez concluidos estos trabajos y realizadas las pruebas correspondientes con resultado satisfactorio, la aeronave se puso de nuevo en servicio el día 1 de mayo de 2011.

1.16.2.1. Avisos en vuelos anteriores

Los dos días previos al incidente se habían producido en este avión avisos de WHEEL NWS FAULT, el día 18 de abril de 2011 en un vuelo Barcelona-Venecia y el día 19 de abril de 2011 en un vuelo Roma-Madrid. En ambos casos se adoptaron acciones correctivas, consistentes en la sustitución de elementos del sistema de control y actuación de dirección del tren de aterrizaje delantero. Además, el día 19 de abril de 2011, en el PFR (Informe Posterior al Vuelo) se habían registrado fallos múltiples en el bus n.º 1 de alimentación eléctrica del avión, motivo por el que se había sustituido la unidad de control del generador n.º 1 del mismo.

Los elementos desmontados del avión como consecuencia del incidente, y en los dos días previos a este, se preservaron para la investigación; se acordaron las inspecciones y ensayos a realizar, y la información a recopilar, con objeto de establecer un escenario sobre el origen y el desarrollo del suceso.

1.16.2.2. Componentes desmontados

En la tabla siguiente se relacionan los componentes desmontados de la aeronave, el tipo de trabajos que se realizó con cada uno de ellos y una indicación sobre la posible influencia de los resultados obtenidos en el incidente.

Grupo de elementos	Descripción	N.º de parte	N.º de serie	Pruebas realizadas	Evidencias
TREN DE ATERRIZAJE (ATA 32) Desmontados después del incidente	NOSE LANDING GEAR (NLG) ASSY	D23175001-19	B119 30203	Inspección en instalaciones de Messier-Bugatti-Dowty (MBD) en Gloucester (UK)	NO
	NOSE LANDING GEAR (NLG) FORESTAY ASSY	D23073000-8	UL49-B79		
	SWIVEL SELECTOR VALVE	C24747000-1	871094		NO
	3GC GEAR BOX	C24764000	B270		NO
	4GC GEAR BOX	C24764000	B295		NO
	3GC COM RVDT SENSOR	C24763000	B425		NO
	4GC MON RVDT SENSOR	C24763000	B317	Inspección en instalaciones de MBD en Molsheim (FR)	NO
	5GC ELECTRICAL (TOWING) BOX	D23119000	B04		NO
	6GC HYDRAULIC CONTROL UNIT (HCU)	C24736001	U182		Sí/ Válvula selectora de dirección bloqueada en posición abierta
	LANDING GEAR CONTROL LEVER (LGCL)	210TS07Y01	252	Pruebas funcionales, en instalaciones de Iberia en Madrid (ES)	NO
			Inspección en instalaciones de ZODIAC AEROSPACE en Niort (FR)	NO	
	BRAKE AND STEERING CONTROL UNIT (BSCU)	C202163392E35	5109	Inspección en instalaciones de MBD en Massy (FR)	Sí/ Fallos registrados en la memoria interna

Grupo de elementos	Descripción	N.º de parte	N.º de serie	Pruebas realizadas	Evidencias
TREN DE ATERRIZAJE (ATA 32)	3GC COM RVDT SENSOR (Desmontado el 19/04/2011)	C24763000	B734	Mantenimiento estándar en instalaciones de Iberia en Madrid (ES)	NO
Desmontados antes del incidente	6GC HYDRAULIC CONTROL UNIT (HCU) (desmontada el 18/04/2011)	C24736001	H2361	Mantenimiento Estándar en instalaciones de Iberia en Madrid (ES)	NO
SISTEMA ELÉCTRICO (ATA 24)	Integrated Drive Generator (IDG)	7401194H	3456	Mantenimiento estándar en instalaciones de Iberia en Madrid (ES)	N/A
	ELECTRICAL HARNESS	238W0903-507	IB006POW		
	ELECTRICAL HARNESS	238W0904-531	N/A	Inspección en instalaciones de AIRBUS en Toulouse (FR)	SÍ/ Conector «fogueado» y montaje incorrecto
	ELECTRICAL HARNESS	D95401005000AD	Q281740070		
Desmontados después del incidente	CONTACTOR	558CA01Y1	1182		
	LGCIU	664700500A4D	513	Mantenimiento estándar en instalaciones de Iberia en Madrid (ES)	N/A
	LGCIU	664700500A4D	2427		N/A
	GCU	740120B	1856		N/A
OTROS	BRAKE ASSY	C20225510	10555	N/A	N/A
	NLG WHEEL	3-1531-3	7951	N/A	N/A
	NLG WHEEL	3-1531-3	7774	N/A	N/A
	FMGC	C13042AA03	C13042013281		NO
	FMGC	C13042AA03	6127	Mantenimiento estándar en instalaciones de Iberia en Madrid (ES)	NO
	RUNWAY LH	50-0177	NIL		NO
	RUNWAY RH	4236534	IB013		NO
	WHEEL PRESSURE TRANSDUCER	1338-1450	7130		NO

1.16.2.3. Estudios realizados y resultados obtenidos

A continuación se describen los estudios realizados con los elementos en los que se encontraron evidencias en relación con el suceso investigado, las evidencias encontradas y su posible influencia en el desarrollo del incidente.

1.16.2.3.1. Mazo de cables eléctricos (S/N Q281740070) y conector (S/N1182)

El conector forma parte de la caja de conexiones eléctricas situada en el soporte del motor (*pylon*) y en él se conecta el mazo de cables procedente del generador de corriente alterna (IDG) acoplado al motor de la aeronave. En este caso se trata de los elementos situados en el lado izquierdo de la misma.

Como se ha indicado anteriormente, en la inspección del sistema de alimentación de corriente alterna realizado después de producirse el incidente, se encontraron características muy acusadas de haberse formado arco eléctrico («fogueado») en uno de los conectores del mazo de cables que conectaba el IDG n.º 1 al sistema eléctrico del avión, concretamente en el correspondiente a la fase C de corriente alterna, y en el borne correspondiente del conector.

Estos elementos se inspeccionaron en el laboratorio de Operaciones de AIRBUS, en Toulouse (Francia). En la inspección se encontraron evidencias de operaciones previas de mantenimiento en el conector:

- Abrasión tangencial en la superficie de los bornes correspondientes a las fases A y C, con daños en el chapado de oro que permitían ver en algunos puntos el cobre del material base de estos. Se considera que esta abrasión fue la consecuencia de una limpieza de los bornes con herramientas o productos abrasivos, práctica totalmente desaconsejada en este tipo de elementos, que deben sustituirse si presentan daños de cualquier tipo.

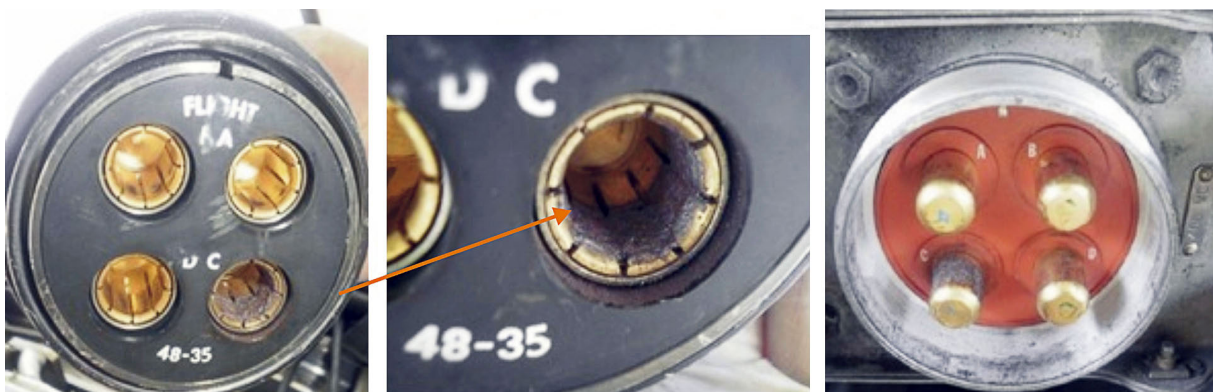


Figura 9. Detalle de los elementos de contacto

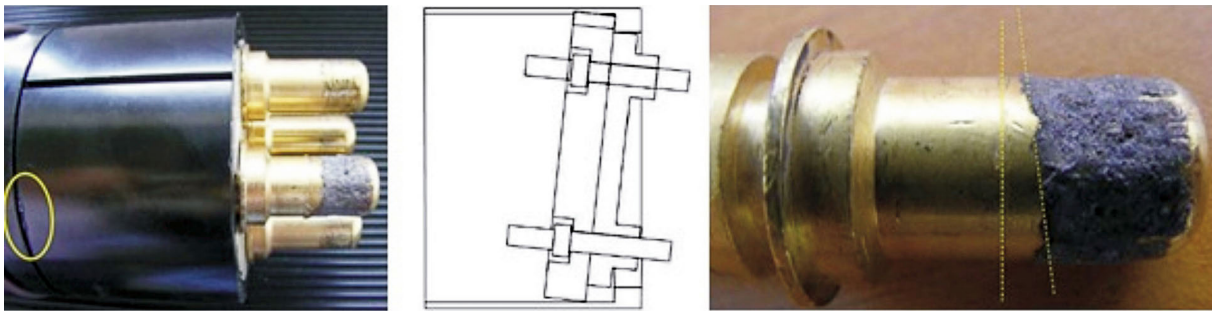


Figura 10. Detalle del montaje de los bornes en el conector

- Los cuatro cables tenían longitudes distintas: 390 mm el A, 375 mm el B, 380 mm el C y 368 mm el D, todas ellas menores que los 450 mm que deberían haber tenido de longitud originalmente.
- Los bornes instalados en los cables correspondían a dos fabricantes distintos, dos a dos. Los cuatro eran válidos para su instalación en estos cables.
- Daños en el borde de la placa de conexión, producidos por una herramienta utilizada para hacer palanca, probablemente un destornillador.

Posición incorrecta de la placa de conexión y evidencias de entrada de fluido como consecuencia de un montaje incorrecto realizado en una operación de mantenimiento previa. La placa de conexión estaba rota, con un trozo perdido que no se encontró durante la inspección.

Estas evidencias ponen de manifiesto la existencia de problemas de mantenimiento previos y llevan a la conclusión de que la posición incorrecta de la placa de conexión, que producía una inserción insuficiente del borne C en su alojamiento, fue probablemente la causa primaria de una deficiente condición de contacto que dio lugar a las fluctuaciones de la corriente eléctrica que se produjeron y están en el origen del incidente.

1.16.2.3.2. Unidad hidráulica de control (6GC, S/N U182)

Esta unidad se había instalado en la aeronave el día 18/04/2011, dos días antes de producirse el incidente.

Para su estudio, se realizó en primer lugar una inspección visual, encontrándose varias no conformidades respecto de lo establecido en el manual de mantenimiento del componente (CMM).

Después, se realizaron pruebas funcionales de la unidad completa, encontrando que independientemente de que se activara o desactivara eléctricamente la unidad, la válvula selectora de dirección permanecía hidráulicamente abierta, es decir, estaba bloqueada en posición abierta.

Con objeto de aislar el fallo, se desmontaron los componentes eléctricos e hidráulicos de la unidad, encontrándose algunas no conformidades adicionales.

Se realizaron pruebas funcionales de cada uno de los componentes, encontrando que todos estaban dentro de las tolerancias establecidas, excepto la válvula selectora de dirección, que permanecía abierta hidráulicamente independientemente de que se la activara o desactivara eléctricamente.

Se desmontó la válvula selectora de dirección, encontrando que el émbolo (70 en figura 11) estaba al lado del núcleo (60 en figura 11); no se pudo determinar si el émbolo estaba inicialmente en esa posición o si se había ido a ella al sacar el asiento (80 en figura 11) en el que se aloja.

Se montó la válvula selectora de dirección, con todos sus componentes originales en posición correcta, y se realizaron nuevas pruebas funcionales: La válvula funcionaba correctamente, abriendo y cerrando el circuito hidráulico de dirección según se le

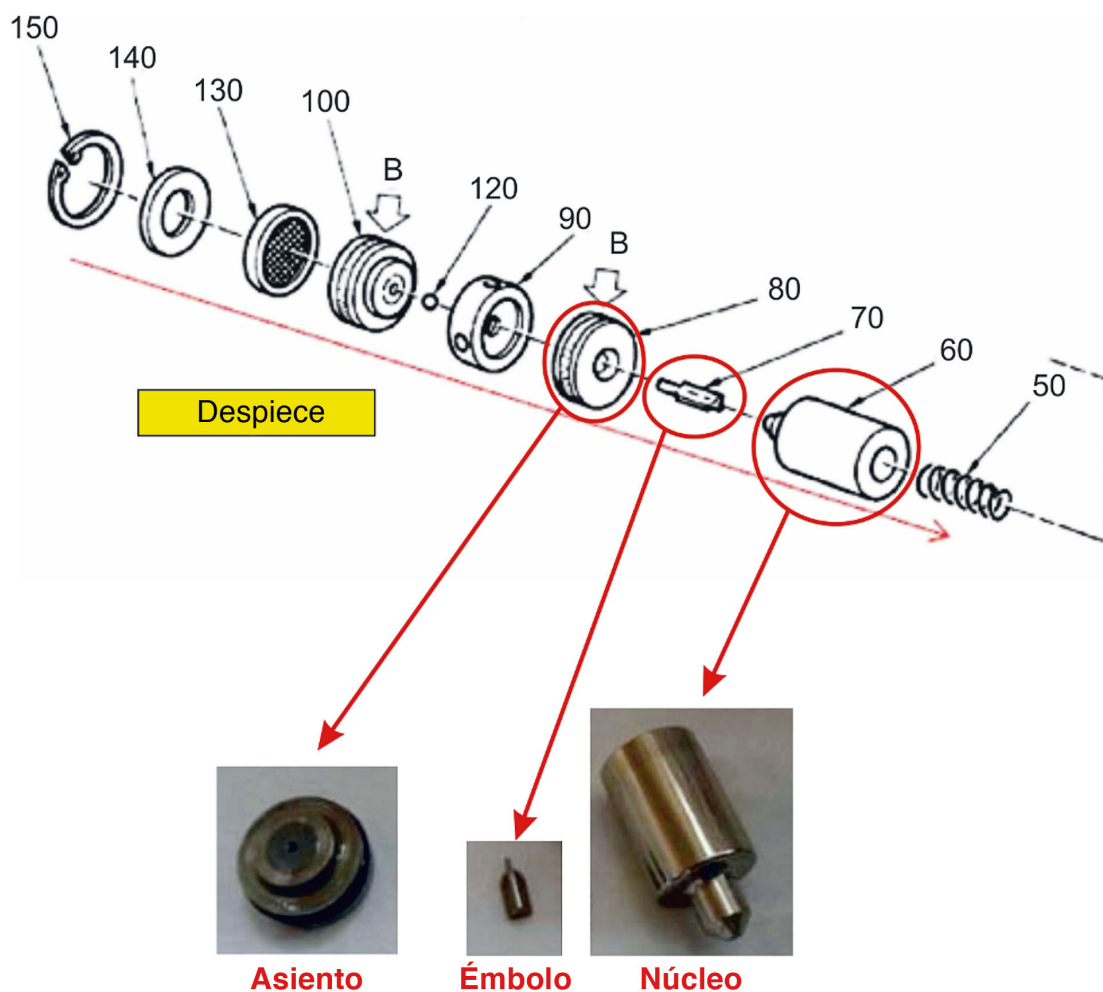


Figura 11. Elementos internos de la HCU

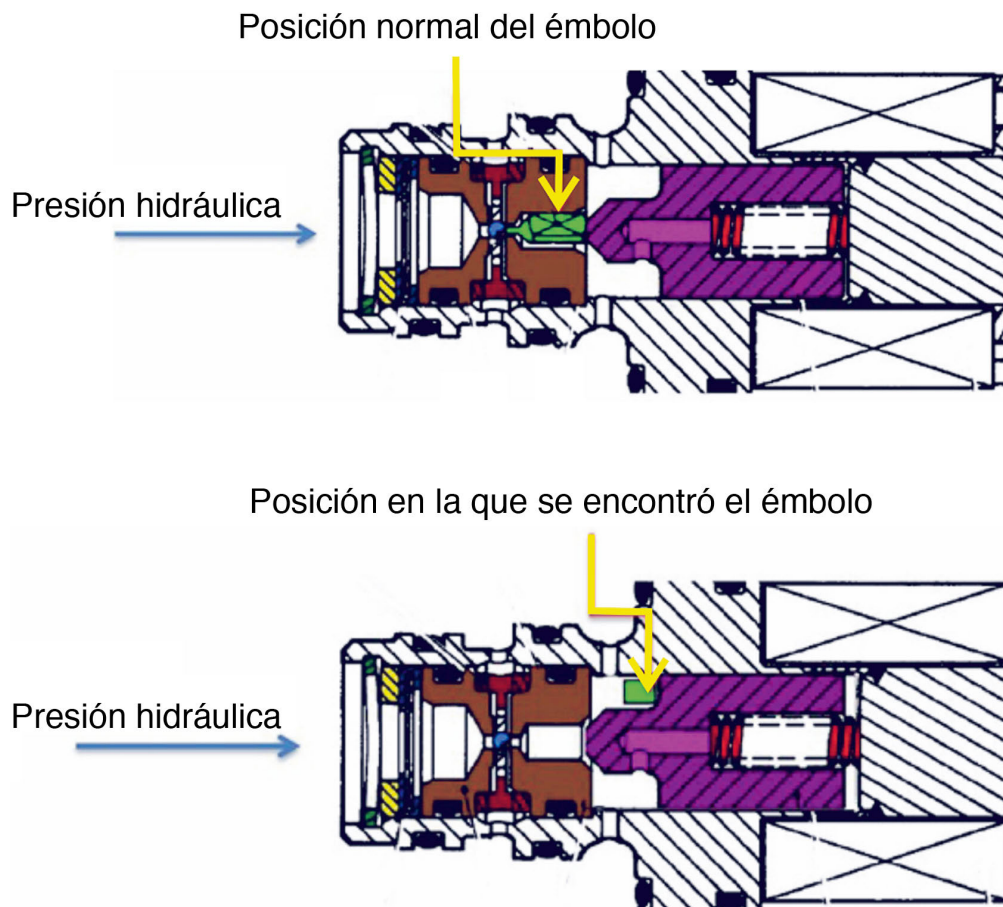


Figura 12. Posiciones del émbolo de la HCU

requería. Después de un montaje posterior con el émbolo en la posición incorrecta (como se encontró después del primer desmontaje) nuevas pruebas funcionales reprodujeron la condición de la válvula selectora bloqueada en posición abierta.

Como consecuencia del estudio de la Unidad hidráulica de control se puede concluir que presentaba, por una parte, varias no conformidades con lo establecido en el manual de mantenimiento del componente, que no afectaban directamente a su funcionamiento, y por otra parte, que la válvula selectora de dirección estaba bloqueada en posición abierta, situación coherente con que el émbolo no estaba en su posición correcta, debido a un montaje previo incorrecto.

1.16.2.3.3. Unidad de control de dirección y frenos (BSCU, S/N 5109)

Esta unidad se había instalado en la aeronave el día 10/04/2011 y se desmontó el día 22/04/2011, después de producirse el incidente.

Su estudio, se realizó en dos fases: Una preliminar, centrada en el propio componente, y una posterior, en la que se estudió la actuación del componente como parte del sistema de dirección de la aeronave.

El estudio preliminar se realizó de acuerdo con lo establecido en el manual de mantenimiento del componente (CMM), y consistió en una inspección visual, las pruebas manuales necesarias para verificar su estado y la viabilidad de realizar pruebas automáticas en banco, y la ejecución de estas.

En la inspección visual y las pruebas manuales no se encontraron condiciones anormales ni evidencias que impidieran la realización de pruebas automáticas.

Se realizaron pruebas automáticas en banco ATEC (Automatic Test Equipment Complex), incluyendo la lectura y descodificación de la información almacenada en la memoria interna del componente (BITE: Built-In Test Equipment). No se detectaron fallos de la propia unidad, y la información que contenía se leyó y descodificó correctamente. Se comprobó que estaban registrados todos los fallos detectados por los sistemas de la aeronave y conocidos previamente por los informes posteriores al vuelo (PFR: Post Flight Report) obtenidos de la Unidad centralizada de presentación de fallos (CFDIU: Centralized Fault Display Interface Unit); además de estos, se habían registrado algunos fallos (de «Clase 3») que, por criterios de diseño del sistema, se almacenan en la memoria interna de la BSCU y no se presentan en los PFR.

A continuación se presentan los fallos significativos relacionados con el incidente y su interpretación:

- Descodificación de la información almacenada en la memoria interna del componente, correspondiente al vuelo del incidente.
 - Fallos de Clase 1 (producidos por transitorios en la alimentación eléctrica):
 - A las 19:29 h, se produjeron los siguientes fallos en el sistema 1:
 - › RVDT COM no válido: producido por el sistema activo como consecuencia de fluctuaciones de las tensiones secundarias en la Sensor box RVDT (RVDT1 + RVDT2 < 5,4V). El mensaje de fallo correspondiente es STEERING FEEDBACK CONTROL SENSOR 3GC que aparece en el PFR.
Como consecuencia de ese fallo, el valor detectado por RVDT MON quedó fijo en el sistema activo.
 - › LVDT no válido: producido por el sistema activo como consecuencia de fluctuaciones de las tensiones secundarias en la servoválvula de dirección LVDT (ULVDT1 + ULVDT2 < 8,5V). El mensaje de fallo correspondiente es STEERING ELECTRO HYDRAULIC MODULE 6GC que aparece en el PFR.

La coincidencia de estos dos fallos indica una pérdida de dirección y explica el aviso WHEEL NWS FAULT que apareció en el ECAM a las 19:29 h.

– A las 20:19 h, se produjeron los siguientes fallos en el sistema 1:

- › Discrepancia entre los ángulos detectados por la RVDT COM 3GC y la RVDT MON 4GC: Producido por el sistema activo si los ángulos detectados por la RVDT COM 3GC y la RVDT MON 4GC difieren en más de 10° (10,12° en este caso). El mensaje de fallo correspondiente es BSCU OR STEERING FEEDBACK SENSOR que aparece en el PFR.
Como consecuencia de este fallo, cambió el sistema activo del 1 al 2, y este último permaneció activo, sin detectar el mismo fallo. Esto último se debió a que, como consecuencia del fallo RVDT COM no válido que se produjo a las 19:29 h, el valor detectado por RVDT MON quedó fijo en el sistema 1, activo en ese momento, pero no en el sistema 2; en consecuencia, el sistema 2 no tenía la misma referencia que el 1 y no detectó el mismo fallo.
- › Pérdida de separación de los sensores de proximidad N L/G EXT PRX SSNSR 24GA y 25GA: Producidos, respectivamente, por las LGCIU 1 y 2; cuando el tren de aterrizaje delantero está girado más de 6° a la derecha o la izquierda, los sensores de proximidad pierden la alineación con sus respectivos elementos de referencia y emiten la misma señal que cuando pierden su separación.

Este fallo explica el aviso L/G SHOCK ABSORBER FAULT que apareció en el ECAM a las 20:19 h.

— Fallos de Clase 3:

A las 19:01 h, se registró en los dos sistemas (1 y 2) el fallo L/G Lever. Este fallo corresponde a la detección de la palanca de actuación del tren de aterrizaje en posición arriba durante la carrera de despegue: Palanca arriba y avión en tierra con una velocidad de referencia entre 40 y 50 m/s.

- Descodificación de la información almacenada en la memoria interna del componente correspondiente a los dos días previos al incidente.

Los días 18/04/2011, a las 16:07 h, y 19/04/2011, a las 17:03 h, se habían registrado los mismos fallos de clase 1 que se registraron a las 19:29 h en el vuelo del incidente, y se habían producido avisos similares en el ECAM.

Adicionalmente, el día 19/04/2011, a las 17:39 h, se había registrado un reinicio («reset») de la BSCU con la aeronave en vuelo.

- Descodificación de la información almacenada en la memoria interna del componente correspondiente a todos los vuelos registrados.

Se comprobó que el fallo de clase 3 registrado en el vuelo en que se produjo el incidente (L/G Lever), se había producido en todos los vuelos registrados en esta unidad desde su instalación en esta aeronave.

- Descodificación de la información almacenada en la memoria interna de la BSCU S/N 2081.

A la vista de lo indicado en el punto anterior, se analizó la información extraída en el proceso de mantenimiento estándar realizado a la BSCU S/N 2081, montada en el avión antes que la actual. Se encontró que tenía registrado el mismo tipo de fallo, en los dos sistemas y en todos los vuelos, desde el día 30/03/2011.

Una vez que se dispuso de la información correspondiente a los estudios y pruebas realizados a todos los elementos desmontados del avión como consecuencia del incidente, y en los dos días previos a este, se realizó la segunda fase del estudio de la BSCU, en la que se estudió su actuación como componente del sistema de dirección de la aeronave.

Se utilizó un banco de pruebas manual para BSCU de aeronaves A320, con capacidad para simular condiciones operativas de la aeronave y de sus componentes del sistema de frenos y dirección. Se plantearon tres escenarios, y se realizaron las pruebas con una BSCU de laboratorio y con la que estaba instalada la aeronave en el vuelo del incidente.

Los escenarios planteados y ejecutados fueron:

1. Ciclo completo de vuelo a temperatura ambiente: BSCU activa, actuación del sistema de dirección, despegue, recogida del tren de aterrizaje, crucero, extensión del tren de aterrizaje, test funcionales, aterrizaje y aplicación de frenos.
2. Ciclo completo de vuelo a temperatura ambiente, reproduciendo las condiciones del vuelo del incidente: BSCU activa, señal de tren de aterrizaje arriba enviada a la BSCU durante todo el vuelo, actuación del sistema de dirección, despegue, recogida del tren de aterrizaje, crucero, caída de la tensión de alimentación de 115 V en los RVDT y LVDT (simulada mediante la reducción de las tensiones secundarias), extensión del tren de aterrizaje, simulación del flujo en la servoválvula de la HCU, aterrizaje y aplicación de frenos.
3. Actuación de la BSCU frente a caídas transitorias de la tensión de alimentación de 115 V, utilizando RVDT y LVDT reales.

De los resultados obtenidos, cabe destacar que las dos unidades actuaron de la misma forma en todas las condiciones a las que fueron sometidas. Para cada escenario:

1. Ciclo completo de vuelo a temperatura ambiente: El comportamiento de la BSCU fue correcto.
2. Reproducción de las condiciones del vuelo del incidente:
 - BSCU activa, señal de tren de aterrizaje arriba enviada a la BSCU durante todo el vuelo, actuación del sistema de dirección, despegue, recogida del tren de

aterriaje, crucero, caída de la tensión de alimentación de 115 V en los RVDT y LVDT (simulada mediante la reducción de las tensiones secundarias): Se registraron los fallos RVDT COM y LVDT no válidos en el sistema 1, se desactivó el control de la dirección de las ruedas del tren de aterriaje delantero en los dos sistemas, los dos sistemas emitieron el aviso WHEEL NWS FAULT y aplicaron las medidas correspondientes.

- Extensión del tren de aterriaje y simulación del flujo en la servoválvula de la HCU: Una vez que el tren de aterriaje delantero estuvo bloqueado abajo, la dirección empezó a girar sin control, cuando alcanzó los 10° se registró una discrepancia entre los ángulos detectados por la RVDT COM 3GC y la RVDT MON 4GC, el sistema 2 pasó a ser el activo y, con el control de la dirección desactivado, continuó el giro de la dirección hasta alcanzar el límite físico de 95°.
 - Aterriaje y aplicación de frenos: En el aterriaje, los frenos estaban totalmente operativos.
 - La señal de tren de aterriaje arriba en la BSCU explica que no se realizara el test previo al aterriaje.
 - Como no se realizó el test previo al aterriaje, no se detectó que la válvula selectora de dirección estaba bloqueada en posición abierta.
3. Actuación de la BSCU frente a caídas transitorias de la tensión de alimentación de 115 V, utilizando RVDT y LVDT reales: la caída de tensión hasta el intervalo de 50 a 80 V, en la fase que alimenta el sistema 1 de la BSCU, desencadenó los fallos registrados durante el suceso y que llevaron a la desactivación del control de la dirección de las ruedas del tren de aterriaje delantero.

En síntesis, del estudio de la BSCU se obtuvieron las conclusiones siguientes:

- Los sistemas 1 y 2 de la BSCU perdieron el control de dirección como consecuencia de fluctuaciones en la corriente de alimentación de 115 V.
- Una vez que el tren de aterriaje delantero estuvo bloqueado abajo, la dirección empezó a girar sin control, cuando alcanzó los 10° se registró una discrepancia entre los ángulos detectados por la RVDT COM 3GC y la RVDT MON 4GC, y el sistema 2 pasó a ser el activo. Como el sistema 2 tenía desactivado el control de dirección, continuó el giro de la dirección hasta alcanzar el límite físico de 95° y la BSCU no activó fallos de dirección.
- La pérdida de la función de dirección es irreversible en el caso de que se generen los fallos correspondientes a discrepancias entre los ángulos detectados por la RVDT COM 3GC y la RVDT MON 4GC.
- El reinicio de la BSCU permite restaurar la función de dirección, si ha desaparecido la condición de fallo. No obstante, en el FCOM de Airbus no se permite el reinicio de la BSCU en vuelo, excepto en el caso de que en el ECAM aparezca el aviso *BRAKES SYS 1(2) FAULT*.

1.16.2.3.4. Palanca de accionamiento del tren de aterrizaje (LGCL, S/N 252)

Como se ha indicado en la tabla del apartado 1.16.2.2, entre los componentes desmontados de la aeronave y estudiados posteriormente estaba la palanca de accionamiento del tren de aterrizaje. En una primera fase de la investigación se realizaron con ella pruebas funcionales, con resultado satisfactorio.

A la vista de que el fallo de clase 3 (L/G Lever) registrado en el vuelo del incidente, se había producido en todos los vuelos registrados en dos BSCU distintas desde el día 30/03/2011, la LGCL se inspeccionó en instalaciones de su fabricante. Se realizaron nuevas pruebas funcionales, se desmontó y se inspeccionaron sus componentes internos; no se encontró evidencia alguna de funcionamiento incorrecto en ningún componente de la unidad.

Adicionalmente, se hizo una comprobación del historial de mantenimiento de la aeronave que había tenido instalada previamente la BSCU S/N 5109, de la que tuvo instalada después la BSCU S/N 2801 y de la aeronave que sufrió el incidente, una vez puesta en servicio. En general, no se encontraron anomalías relacionadas con el incidente y, en particular, no se repitió el fallo de clase 3 (L/G Lever).

1.16.3. Estudio de la operación

En el aspecto operacional, se han investigado las actuaciones de la tripulación, desde que se produjo el primer aviso hasta la finalización del vuelo; en particular, se ha considerado la información que figuraba en la documentación del fabricante y del operador, disponibles a bordo de la aeronave.

1.16.3.1. Procedimientos de emergencia de Airbus

El procedimiento de fallo de dirección de la rueda de morro (WHEEL N/W STG FAULT) publicado por el fabricante en la sección 2.32 de su manual de operaciones para las tripulaciones de vuelo número 3 (FCOM 3 Rev 42), ofrece en una nota, como información operativa, la posibilidad de que si aparece en conjunto el fallo de amortiguador (L/G SHOCK ABSORBER FAULT) la rueda de morro quede desplazada 90° respecto al eje longitudinal. Si esto sucede la única acción a tomar es demorar en cuanto sea posible la toma de contacto de la pata de morro en el aterrizaje. Asimismo no permite la toma de tierra en automático.

En el caso de fallo de amortiguador (L/G SHOCK ABSORBER FAULT) la nota expresa lo mismo en caso de que posteriormente aparezca el aviso de fallo de dirección (WHEEL N/W STG FAULT).

No aporta otras instrucciones específicas a considerar durante la operación de aterrizaje.

<u>WHEEL N/W STRG FAULT</u>	
CAT 3 SINGLE ONLY R <i>Note: 1. If the <u>L/G SHOCK ABSORBER FAULT</u> is also displayed, then the nose wheels may be at maximum deflection. (turned 90 degrees from center). During landing, delay nose wheel touchdown as long as possible.</i> <i>2. As specified in the QRH 5.04, automatic rollout is not permitted.</i>	STATUS <u>INOP SYS</u> CAT 3 DUAL N/W STRG

Figura 13. Nota en el procedimiento de fallo de dirección

1.16.3.2. Situaciones anormales y de emergencia

Frente a la alta densidad del tráfico aéreo podemos afirmar que cada día se producen alguna situación anormal o de emergencias a bordo de las aeronaves, cuya importancia varía desde situaciones altamente amenazantes y críticas en el tiempo a relativamente «triviales».

Las respuestas de las tripulaciones ante algunas situaciones son claramente entrenadas y analizadas. Pero hay otras que por su baja frecuencia de ocurrencia no solo no se entrenan sino que no se han considerado para el desarrollo de procedimientos que las combatan.

Las situaciones anormales y de emergencia raramente acaban en accidentes pero, aunque la tripulación haya aterrizado con seguridad, generalmente en su análisis se pueden detectar carencias en la realización de las listas/procedimientos, el entrenamiento, la coordinación de la tripulación y la gestión de la emergencia. Estas carencias disminuyen, potencialmente, el margen de seguridad en ciertas circunstancias.

Los procedimientos y listas de comprobación a disposición de las tripulaciones para dar respuesta a estas situaciones son factores clave para la resolución de esas situaciones.

Las características particulares de los procedimientos anormales y de emergencia son:

- Se enfocan en sistemas concretos del avión más que la situación en su conjunto.
- Se practican pocas veces (2 veces al año o menos) y se usan muy poco.
- Depende a muy alto nivel de procesos cognitivos frágiles.

- Pueden incluir procedimientos a ejecutar de memoria.
- Cuando se necesitan deben ser aplicados correctamente.

Las listas de procedimientos deben ser un instrumento útil y accesible para la tripulación de vuelo. Por ello, desde su formato hasta su contenido deben tener presentes las consideraciones científicas desde el punto de vista de los factores humanos, los cuales hacen de ellos la herramienta adecuada que actúa como interface entre la tripulación y la aeronave.

La idoneidad del diseño de la lista se podrá comprobar a través de su aceptación y utilización fiable por los pilotos.

Durante el diseño de la lista es importante tener en mente que cualquier diseño puede estar sujeto al error humano. Los tripulantes pueden omitir una acción, saltársela, o responder inadecuadamente creyendo que han visto algo que era lo que esperaban más que lo que se ejecutó realmente. El riesgo potencial de un accidente o incidente se incrementa por una incorrecta interpretación y aplicación de una lista de chequeo debido a su mal diseño.

Para evitar problemas y errores que pudieran derivarse en la ejecución de las listas se deben considerar para su diseño los siguientes aspectos:

- Tareas a realizar.
- Entorno en que se ejecuta.
- Carga de trabajo de la tripulación en cada momento.
- Limitaciones humanas (situación estresante).

Hay que considerar que la naturaleza de las situaciones es variable, siendo su gravedad afectada por otros factores del entorno. Una dimensión importante a considerar es el nivel de riesgo y la amenaza a la capacidad de la tripulación para mantener el vuelo en condiciones controladas seguras. La rapidez con que una tripulación tiene que dar una respuesta es también un factor que difiere de una situación a otra. Determinar la gravedad de una situación crítica en tiempo y su nivel de amenaza para el desarrollo del vuelo puede complicarse cuando los datos que se presentan a la tripulación son contradictorios o ambiguos.

Del mismo modo el grado de complejidad, el incremento de carga de trabajo y el grado de conocimiento o familiaridad con la situación son otras variables a considerar en la resolución de las anomalías y emergencias.

Estas variables implican que no todos los aspectos pueden ser cubiertos en los procedimientos publicados, lo que desafía a los tripulantes a determinar cuál es la respuesta más adecuada bajo su criterio. Es más, si la situación afecta a fallos múltiples de sistemas sin relación aparente, la complejidad del escenario es extrema.

La forma en que esta disparidad de situaciones es susceptible de aparecer afecta gravemente a la forma de afrontarlas y a su resultado final.

1.17. Información sobre organización y gestión

No se aplica a este caso.

1.18. Información adicional

1.18.1. *Antecedentes de sucesos similares*

En lo que a las características del incidente se refiere, el fabricante de la aeronave ha registrado históricamente 17 casos de aterrizajes con las ruedas del tren de aterrizaje delantero giradas 90°, correspondientes a siete modos de fallo diferentes, en aviones del tipo A-320. La investigación de este incidente ha determinado que se produjo un modo de fallo distinto de los descritos anteriormente.

Cabe reseñar que el fabricante ha informado sobre siete sucesos similares, ocurridos desde el año 2000, en los que se incluye el que es objeto de esta investigación, y ha destacado que, en todos los casos, las tripulaciones mantuvieron el avión dentro de la pista utilizando técnicas habituales de pilotaje.

A continuación se describe uno de estos casos, referido en sus conversaciones por la tripulación del vuelo del incidente mientras gestionaban la emergencia.

1.18.1.1. Incidente del vuelo JBU292 de Jet Blue Airways, el 21 de septiembre de 2005

El día 21 de septiembre de 2005 una aeronave Airbus 320, operando el vuelo regular de pasajeros JBU292, aterrizó en el aeropuerto de Los Ángeles (Estados Unidos de América) con la rueda de morro girada 90° desde su eje longitudinal. Ningún miembro de los 6 tripulantes ni ninguno de los 141 pasajeros resultaron heridos.

La naturaleza de este incidente, con mucho tiempo de ejecución de la emergencia, facilitó que fuese ampliamente publicitado en los medios de comunicación con gran difusión de información gráfica. Por su espectacularidad y fácil acceso a la información, fue muy comentado en la comunidad aeronáutica y, como se ha indicado 1.11.2, fue referido en sus conversaciones por la tripulación del vuelo objeto de este informe.

La aeronave despegó de Burbank (California) en vuelo directo al aeropuerto JFK en Nueva York. El vuelo se realizaba bajo reglas de vuelo instrumentales en condiciones meteorológicas visuales.

Al contrario que el incidente analizado, la tripulación tuvo, al subir el tren, indicación de fallo en el amortiguador (L/G SHOCK ABSORBER FAULT) en el ECAM. Al advertir esta indicación extendieron de nuevo el tren de aterrizaje obteniendo entonces el aviso de fallo de dirección de rueda de morro (WHEEL NW STEER FAULT).

Ascendieron a 14.000 ft y combatieron la situación advirtiendo en la documentación de vuelo (FCOM) la posibilidad de tener la rueda de morro girada 90°. Hicieron una pasada baja en el aeropuerto de Long Beach (California) para que les confirmasen visualmente la configuración anormal del tren.

Después de volar durante varias horas para quemar combustible y reducir peso al aterrizaje, la tripulación decidió proceder al aeropuerto de Los Ángeles (California) al considerar que sus condiciones eran óptimas con buena longitud de pista y servicios de emergencia disponibles.

El vuelo JBU292 tomó tierra a 120 kt y aplicó frenada normal a 90 kt. Mantuvo la rueda de morro en el aire cuanto le fue posible, siendo a 60 kt cuando la tripulación decidió parar los motores. No utilizaron spoilers de tierra, frenada automática, ni reversas.

La aeronave realizó una toma suave, alargó tanto como pudo la acción de posar la rueda de morro y no desplegó las reversas, evitando así que se crease un momento negativo en el morro que provoque que soporte más peso y produzca más daño a la pata. Consumió 53 segundos decelerando desde la toma al full stop, 40 de ellos con la rueda delantera en el suelo. Nada más tomar las cubiertas de los neumáticos se desinflaron y se rasgaron, y las llantas rozaron con la pista, dejando el reguero de chispas desgastándose hasta el eje.

Ante la ausencia de incendio los pasajeros desembarcaron por el procedimiento normal.

Nada más aterrizar se desinflaron y rasgaron los neumáticos de la pata de morro, desgastándose ambas llantas hasta el eje de la rueda y saltando muchas chispas por dicho rozamiento. El avión sufrió daños en todo el ensamblaje de la pata de morro resultando este quemado.

La NTSB determinó que la causa probable fue un fallo de fatiga de dos pernos anti-rotación (anti-rotation lugs) provocada por ciclos repetidos de pruebas preaterizaje. Estos permitieron a las ruedas de morro desviarse de la posición de 0° durante la retracción del tren. Un factor contribuyente fue el diseño de la lógica de sistema de la Unidad de control de dirección y frenos (BSCU), la cual evitaba el centrado de las ruedas de morro. También se identificó, como factor contribuyente, la ausencia de procedimiento para intentar resetear el sistema de la BSCU bajo estas condiciones.

Las versiones de la BSCU potencialmente afectadas por el escenario del incidente JBU292 están limitadas a las L4.5 y L4.8. Las versiones actuales de la lógica de la BSCU (a partir de la L4.9b y siguientes) han corregido este problema.

1.18.2. Recubrimiento de pistas con espuma

Como se ha indicado en 1.9.1 y 1.11.3, la tripulación de la aeronave preguntó a la dependencia de control de aproximación de Sevilla si el aeropuerto disponía de espuma para recubrir la pista y se les respondió que no disponía de ella.

El recubrimiento de pistas con espuma está contemplado en el Manual de Servicios de Aeropuertos, Doc. 9137-AN/898 de la OACI, Parte 1 «Salvamento y extinción de incendios», Capítulo 15, que se incluye como ANEXO A de esta nota.

Este aspecto ya fue tratado por la CIAIAC con motivo de la investigación del incidente de referencia IN-019/2005, en cuyo punto «2.2. Aterrizaje» se incluyó el resumen de dicho capítulo que se reproduce a continuación:

«La parte 1 del Manual de Servicios de Aeropuertos de OACI, que está dedicada a salvamento y extinción de incendios, contiene un capítulo específico sobre el recubrimiento de pistas con espuma en el caso de aterrizajes de emergencia, en el que se analizan: a) los teóricos beneficios derivados de cubrir las pistas con espuma, b) las técnicas de recubrimiento y c) los problemas operacionales que ello genera.

- a) En lo que respecta al primero de esos aspectos, en este documento se expone que del estudio de los datos disponibles sobre aterrizajes de emergencia hechos sobre pistas cubiertas y no cubiertas de espuma, se desprende que la aplicación de ésta no ha supuesto una reducción significativa de los riesgos de incendio y de la magnitud de los daños sufridos por las aeronaves. Así mismo, tampoco hay evidencias que demuestren que el recubrimiento de pistas con espuma supone un beneficio psicológico para los pilotos.
- b) Por otra parte, en este documento se indica que las espumas fluoroproteínicas y las AFFF (*aqueous film forming foam*), no se consideran adecuadas para estos fines, a causa de su corto tiempo de drenaje, y que en estas operaciones debería utilizarse espuma proteínica.
- c) En cuanto a los problemas operacionales que plantean estas actuaciones caben destacar los siguientes:
 - Se precisa un mínimo de tiempo para llevar a cabo el recubrimiento de la pista, durante el cual la aeronave debe permanecer en vuelo.
 - La aplicación de la capa de espuma sobre la pista no debería hacerse con vehículos del servicio de extinción de incendios del aeropuerto, excepto que con el resto de vehículos se alcanzara el nivel de protección exigible al aeropuerto.
 - Las operaciones de aplicación de la espuma y su posterior limpieza, una vez finalizada la emergencia, pueden incidir en la capacidad del aeropuerto, especialmente en aquellos que dispongan de una única pista de vuelo.

Finalmente, en respuesta a la pregunta ¿a quién corresponde tomar la decisión de solicitar el recubrimiento de la pista con espuma?, este documento indica que debe ser el piloto al mando o el operador de la aeronave.

A la vista de las consideraciones anteriores, cabe concluir que el recubrimiento de pistas con espuma no proporciona una sustancial mejora de las condiciones de seguridad, en tanto que plantea grandes problemas operacionales a los aeropuertos. A causa de ello, y ya desde hace varios años, existe la tendencia, de forma cada vez más acusada tanto a nivel de operadores como de aeropuertos, de desechar el cubrimiento de las pistas con espuma en caso de tomas de emergencia, de manera que actualmente pocos aeropuertos disponen de espuma proteínica y de los medios necesarios para su aplicación.»

Por otra parte, el Anexo 14 («Aeródromos») de la OACI y las «Normas Técnicas de diseño y operación de aeródromos de uso público» en vigor en España, no contemplan la prestación de este servicio.

1.18.3. *Medidas adoptadas por el fabricante*

Airbus ha adoptado medidas para incorporar las lecciones aprendidas de la investigación de este incidente y en particular:

- En el Manual de resolución de problemas (TSM: Trouble Shooting Manual) se ha revisado la tarea 24-21-00-810-846 para facilitar la detección de fallos en los conectores de las IDG, introduciendo una nueva entrada: «PFR with multiple failures of systems electrically supplied by a same side» (fallos múltiples de sistemas con suministro eléctrico de un mismo lado, en el Informe posterior al vuelo).
- En el Manual de prácticas eléctricas normalizadas (ESPM: Electrical Standard Practice Manual), tarea 20-48-23/20-48-24, y en el Manual de mantenimiento de la aeronave (AMM: Aircraft Maintenance Manual), se han revisado las tareas de reparación de las IDG de 400VC: No están autorizadas reparaciones que requieran acortar los cables (se requiere su sustitución) ni la sustitución individual de los bornes del conector (deben sustituirse los cuatro).
- En la nueva versión L4-10 de la lógica de la BSCU, los fallos de posición de la palanca de actuación del tren de aterrizaje cambian de clase 3 a clase 1. Esta nueva versión de la lógica de la BSCU está disponible desde finales de 2015, junto con el Boletín de servicio A320-32-1432 asociado, para su reconversión.

1.19. **Técnicas de investigación útiles o eficaces**

No se han utilizado.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo del vuelo

El miércoles 20 de abril de 2011, la aeronave Airbus A-320 de matrícula EC-GRH, operada por la compañía Vueling, despegó a las 19:02 h del aeropuerto de Barcelona en vuelo regular con indicativo VY2220, y destino el aeropuerto de Sevilla. A bordo iban 150 pasajeros, 4 tripulantes de cabina de pasajeros y 3 tripulantes técnicos (un comandante y dos copilotos, uno de ellos en prácticas).

Con la aeronave establecida a nivel de vuelo 350, a las 19:29 h apareció en cabina un aviso ámbar (Master Caution) acompañado de un mensaje en el ECAM (Monitor Centralizado Electrónico del Avión) de ILS1 FAULT¹². Simultáneamente, la pantalla primaria de vuelo del comandante (PFD1) se quedó completamente en blanco. Segundos más tarde, sin haber realizado ninguna acción correctiva, desapareció ese aviso, se recuperó la PFD1 y apareció un nuevo aviso de WHEEL NWS FAULT¹³.

A las 20:19 horas, realizando la fase de aproximación final, al bajar el tren de aterrizaje apareció un segundo aviso, de L/G SHOCK ABSORBER FAULT¹⁴. En ese momento se perdieron el piloto automático (A/P), el empuje automático (A/T) y el director de vuelo (FD), manteniéndose operativos los equipos de navegación.

En el procedimiento de emergencia correspondiente al aviso de WHEEL N. W. STEER FAULT¹⁵; figura una nota en el sentido de que, si aparece también el aviso de L/G SHOCK ABSORBER FAULT, existe la posibilidad de que las ruedas de morro se queden giradas 90° en relación al eje longitudinal del avión. Circunstancia que se confirmó desde la torre de control cuando la tripulación realizó una pasada baja con ese objeto.

La aeronave fue autorizada para realizar una aproximación ILS directa a la pista 27 a las 20:45 h, y tres minutos después fue autorizada para aterrizar, con viento de 240° y 10 kt de intensidad. Durante el aterrizaje, la aeronave mantuvo la línea central con una deceleración correcta, deteniéndose en pista a la altura de la salida rápida E3, con la rueda derecha del tren de morro reventada. Una vez confirmado que no había fuego, el pasaje desembarcó por el procedimiento normal.

2.2. Actuaciones de la aeronave

En 1.16.2 se han descrito las inspecciones y estudios, realizados a la aeronave en su conjunto y a los elementos desmontados de esta, como consecuencia del incidente y de avisos producidos en vuelos anteriores.

¹² Fallo del equipo ILS del CM1.

¹³ Fallo del sistema de dirección de la rueda de morro.

¹⁴ Fallo del amortiguador del tren de aterrizaje.

¹⁵ A318/A319/A320/A321 Vueling FCOM, Abnormal and Emergency, Landing Gear, apartado 3.02.32, pág. 9.

Como consecuencia de todo el proceso, se puso de manifiesto la coincidencia en el tiempo de tres fallos independientes en la misma aeronave; además, se pudo determinar la causa de dos de ellos, pero no la del tercero. En síntesis, los fallos fueron:

- a) Fluctuaciones de tensión en los circuitos eléctricos alimentados por la fase C de la corriente alterna generada por el IDG n.º 1.

En la inspección del sistema de alimentación de corriente alterna realizado después de producirse el incidente, se encontraron características muy acusadas de haberse formado arco eléctrico («fogueado») en uno de los conectores del mazo de cables que conectaba el IDG n.º 1 al sistema eléctrico del avión, concretamente en el correspondiente a la fase C de corriente alterna, y en el borne correspondiente del conector.

El estudio descrito en 1.16.2.3.1 puso de manifiesto aspectos relacionados con un mantenimiento inadecuado que habían dado lugar a una condición incorrecta de los elementos de contacto y una posición incorrecta de la placa de conexión, consecuencia de operaciones de desmontaje y montaje, que producía una inserción insuficiente del borne C en su alojamiento, que fue probablemente la causa primaria de una deficiente condición de contacto que dio lugar a las fluctuaciones de la corriente eléctrica que se produjeron.

- b) Unidad hidráulica de control de dirección del tren de aterrizaje delantero (HCU), bloqueada en posición abierta.

El estudio descrito en 1.16.2.3.2 puso de manifiesto que la HCU presentaba, por una parte, varias no conformidades con lo establecido en el Manual de mantenimiento del componente, que no afectaban directamente a su funcionamiento, y por otra parte, que la Válvula selectora de dirección estaba bloqueada en posición abierta, probablemente, por no estar situado el émbolo correspondiente en su posición correcta, debido a un montaje incorrecto.

- c) Señal de tren arriba en la BSCU, procedente de la Palanca de accionamiento del tren de aterrizaje (LGCL).

El estudio descrito en 1.16.2.3.4 puso de manifiesto que el fallo correspondiente se había registrado en dos BSCU distintas instaladas en el avión, que la LGCL no presentaba anomalías que pudieran haber dado lugar a dicho fallo y que tampoco se detectaron anomalías en la propia aeronave ni en otras aeronaves en las que estuvieron instaladas dichas BSCU. Cabe reseñar que el resto de los sistemas de la aeronave que utilizan la señal de posición de la LGCL la recibían correctamente. En consecuencia, no se pudo determinar la causa de este fallo.

El estudio realizado a la BSCU que tenía instalada la aeronave en el momento del incidente, reflejado en 1.16.2.3.3, puso de manifiesto que la unidad en sí no tenía

fallos, pero la decodificación de la información almacenada en su memoria interna puso de manifiesto fallos detectados por ella que justifican los avisos de *WHEEL NWS FAULT*, relacionado con el fallo descrito en a), y de *L/G SHOCK ABSORBER FAULT*, relacionado con los fallos descritos en a) y b). Asimismo, el hecho de que las ruedas del tren de aterrizaje delantero terminaran giradas 95° respecto del eje longitudinal del avión, estaría relacionado con los tres fallos descritos.

Finalmente, las pruebas realizadas con la BSCU que tenía instalada la aeronave en el momento del incidente y otra de laboratorio, confirmaron el escenario en el que se produjo este. Así, las evidencias encontradas pusieron de manifiesto los fallos que dieron lugar a este suceso, aunque no ha sido posible obtener conclusiones sobre su origen.

2.3. Actuaciones de la tripulación

2.3.1. Aspectos operacionales

Según declaración del Comandante, una vez que tuvieron el aviso *WHEEL N.W. STEER FAULT* y después de consultar el FCOM 3, estaban alerta sobre la posibilidad de que la rueda de morro quedase desplegada a 90° respecto al eje longitudinal de la aeronave. Ante esa eventualidad el procedimiento solo ofrece indicaciones de que durante la carrera de aterrizaje se demore la acción de posar la rueda de morro lo máximo posible.

Al bajar el tren de aterrizaje, y aparecer la señal de aviso *L/G SHOCK ABSORBER FAULT*, se confirmó la situación y se confirmó con ayuda del controlador de torre al decidir realizar una pasada baja.

A partir de este momento la operación se centró en preparar el aterrizaje de emergencia.

La tripulación declaró que tuvieron en mente un incidente previo con las mismas características, que fue ampliamente comentado por la prensa y por la comunidad aeronáutica dado su espectacularidad, ocurrido a otra aeronave Airbus 320 operada por la compañía Jet Blue Airways en el aeropuerto de Los Ángeles (Estados Unidos de América) el 21 de septiembre de 2005. El comandante, en su comunicación para explicar a la tripulación auxiliar la situación en la que se encontraban, nombra como ejemplo este caso.

El vuelo de Jet Blue tomo tierra a 120 kt y aplicando frenada normal a 90 kt. Mantuvo la rueda de morro en el aire cuanto le fue posible, siendo a 60 kt cuando la tripulación decidió parar los motores. No utilizaron spoiler de tierra, ni frenada automática, ni reversas.

De los datos obtenidos de la información gráfica sobre la toma del Jet Blue apreciamos que realiza una toma suave, alarga tanto como puede la acción de posar la rueda de

morro y no despliega las reversas¹⁶. Consume 53 segundos decelerando desde la toma al full stop, 40 de ellos con la rueda delantera en el suelo. Nada más tomar, las cubiertas de los neumáticos se desinflan y se rasgan, y las llantas rozan con la pista, dejando un reguero de chispas y desgastándose hasta el eje.

En el caso que nos ocupa, la toma se realiza suavemente, extiende tanto como puede la acción de posar la rueda de morro y despliega las reversas. Desde la toma de contacto a la parada hubo 34 segundos, 24 de ellos con la rueda delantera en el suelo. Se produjo mucho humo pero no chispas.

Así la tripulación de Vueling decidió aplicar reversas haciendo la carrera mucho más corta. La diferencia de tiempos entre uno y otro es bastante significativa. El avión de JetBlue estuvo decelerando 17 segundos más, manteniendo la rueda delantera 3 segundos más en el aire que el avión de Vueling, pero 16 más en tierra, reventando las ruedas y haciendo que saltaran chispas por el roce de la llanta, con lo que los daños fueron mayores.

Durante la preparación del aterrizaje de emergencia la tripulación del avión de Vueling se plantea los siguientes aspectos:

- No dejar caer mucho la velocidad antes de dejar caer la rueda de morro para tener control direccional con el timón de dirección. Indicación que es contraria a lo que indica el procedimiento.
- Leen en QRH la lista de aterrizaje con configuración anormal de tren (LDG WITH ABNORMAL L/G), lista que no es aplicable en este caso como expresa en el FCOM 3 «The procedure is intended for use when the nose or main landing gear fail to extend and/or lock down following the application of the L/G GRVITY EXTN procedure».

Sin embargo, en el QRH Rev 44D de 8 de marzo de 2011 esta nota no existe, pero sí una nota de precaución en la que dice que ese procedimiento solo es aplicable si, al menos, se muestra un triángulo verde en la indicación de las patas de tren en la página WHEEL del ECAM, lo cual sucedía pues **no tenían problemas de bloqueo de tren**.

De esta lista extraen la información de:

- No utilizar el frenado automático (autobrake) en la toma.
- Comprueban que el interruptor A/SKID & N/W STRG está en posición de Off.
- Abrir la RAM AIR para despresurizar el avión.
- Mantener el morro arriba y bajarlo antes de que se pierda el control del elevador frente a la instrucción de mantener el morro arriba cuanto sea posible expresado en el procedimiento de WHEEL N/W STG FAULT.

¹⁶ Evita así que se cree un momento negativo en el morro que provoque que soporte más peso y produzca más daño a la pata.

- Cortar los motores antes del contacto de la rueda de morro (*¡Engine masters off before the nose impact!*). El comandante comenta con el copiloto que de esa manera no tendrían reversas, luego que pararían los motores cuando el avión se detuviera. Aun así tienen una discusión sin dejar claro cómo van a realizar esta importante parte del procedimiento, proponiendo el comandante parar los motores en cuanto tocara la rueda de morro de tal manera que pudieran desplegar reversas. Finalmente el comandante corta los motores cuando el avión está casi parado.

2.3.2. *Entrenamiento*

El entrenamiento mitiga, en gran manera, la aparición de errores en la resolución de emergencias. La exigencia de un alto grado de coordinación de la tripulación de la aeronave en la solución de la situación anómala exige un alto nivel de entrenamiento y formación. Un estudio de la NASA confirma un elevado índice de errores en la resolución de emergencias no contempladas en los manuales frente aquellas que sí son tratadas correctamente.

El problema está en que no se pueden prever todas las situaciones y en que, los medios de entrenamiento sintéticos (simuladores) tienen sus propias limitaciones.

Asimismo el nivel de automatización de las aeronaves puede provocar que los pilotos tengan dificultades para conducir un vuelo de forma manual, cuando es requerido por una emergencia, ya que sus habilidades se pierden por falta de entrenamiento y costumbre.

El diseño de las listas debe evaluarse en los escenarios de entrenamiento apropiados, verificando que facilitan a las tripulaciones su capacitación para manejarlas con eficacia.

El entrenamiento en Gestión de recursos de cabina (CRM), es probablemente el mejor contexto para la transferencia de los conocimientos teóricos relacionados con las listas, como una herramienta esencial en el interfaz del hombre y la aeronave.

Adicionalmente, el CRM tiene su razón de ser en los procesos de coordinación de una tripulación múltiple, el mismo elemento esencial para poder ejecutar con consistencia una lista.

2.3.3. *Limitaciones humanas*

Se debe considerar que el incremento de carga de trabajo que estas situaciones producen en cabina, junto con su criticidad en tiempo y la siempre existente duda sobre la óptima resolución de la anomalía o emergencia y sus consecuencias, se traducen en un alto estrés que puede afectar al comportamiento humano.

En estas situaciones los errores de los tripulantes y las respuestas menos óptimas pueden ser enlazadas directamente con las limitaciones inherentes al proceso cognitivo humano. Estas limitaciones aparecen cuando las personas afrontan amenazas, están en situaciones de estrés o están sobrecargados de tareas esenciales. Estas pueden llevar a que las cosas más simples puedan ser omitidas o pasadas por alto en las situaciones anormales.

Cuando se experimenta estrés, la atención humana se estrecha, fenómeno conocido como efecto túnel (Bundensen, 1990). El efecto túnel consiste en restringir la captación de pistas ambientales haciendo que el individuo se focalice en aquella que más destaque, desatendiendo las demás. Esto se traduce en que un piloto bajo estrés puede prestar atención únicamente a una indicación anormal y no advierta otras que puedan ser relevantes para la resolución de la situación.

Asimismo la capacidad de retención en la memoria se reduce con lo que el análisis de la situación por el individuo es limitado.

Por lo tanto, cuando se experimenta estrés y una alta carga de trabajo, las tripulaciones son vulnerables a no considerar indicaciones importantes relacionadas con la situación y son susceptibles a experimentar dificultad para asociar distintos aspectos de información que puedan dar sentido a lo que realmente está ocurriendo.

Es completamente imposible desarrollar procedimientos y listas para cubrir todas las posibilidades. Ahora bien, el fabricante y los operadores deben analizar las debilidades del sistema y revisar sus procedimientos si se detecta una casuística anormalmente alta de un evento.

2.3.4. *Actuación de la tripulación*

En el tipo de incidente objeto de esta investigación, el fabricante ha detectado una casuística de 18 sucesos similares, causados por 8 motivos diferentes, incluido este. Esta variedad de causas invita a pensar que se puede volver a producir un incidente similar y no necesariamente por causas ya conocidas.

De la actuación de la tripulación en este caso se deduce que, pese a la buena resolución de la emergencia, se genera una sensación de ansiedad por poner al avión en la mejor disposición posible que les lleva considerar la indicación del procedimiento escrito como insuficiente. A consecuencia de esto buscan un procedimiento que, aunque no es aplicable al caso, les dé pistas sobre la mejor opción de completar el aterrizaje. Este procedimiento induce a considerar situaciones conflictivas que, de llevarlas a cabo (parada de motor), podrían haber concluido en una resolución del incidente con peores consecuencias.

Asimismo las distintas posibilidades de ejecución de la toma de tierra con esta anomalía, observada en los distintos casos ocurridos, puede ayudar al fabricante a

extraer información sobre cuál es la mejor técnica que minimice los daños producidos y aumente la seguridad de la aeronave.

En distintos documentos de referencia, de los que es claro exponente el documento CAP 676 de la CAA del Reino Unido¹⁷, se establece que es responsabilidad tanto del fabricante como del operador de la aeronave trabajar conjuntamente en el proceso de diseño, desarrollo y enmienda de las listas de comprobación anormales y de emergencia para garantizar que, después de un fallo, se deja al sistema en su configuración óptima sobre la base de aplicar la mejor práctica operacional.

Como consecuencia de lo expresado en los párrafos anteriores, se propone una recomendación dirigida al fabricante de la aeronave con objeto de que desarrolle un procedimiento específico para el caso en que las ruedas del tren de aterrizaje delantero estén giradas 90°, o se sospeche que puedan estarlo, que dé confianza a las tripulaciones instruyendo sobre la mejor técnica de aterrizaje que minimice los daños y aumente la seguridad de la operación.

2.3.5. *Procedimientos del fabricante de la aeronave*

En los procedimientos aplicables del fabricante, no se contemplan ninguna acción o nota que pueda favorecer la previsión de alguna incidencia en la toma de tierra que obligue a una evacuación por emergencia de la aeronave y facilite la supervivencia. Por ejemplo no ofrece la opción de despresurizar la aeronave para favorecer la apertura de puertas o la consideración de que los toboganes de escape de las puertas traseras puedan no ser operativos si la pata de morro colapsa y el avión queda inclinado hacia delante.

Si se detectan errores en la ejecución de los procedimientos, es necesario analizarlos y considerar posibles modificaciones en las listas de comprobación correspondientes. En el análisis es imprescindible identificar los factores causantes y contribuyentes a la comisión de los errores. Adicionalmente, es necesario considerar las condiciones de operación de la tripulación en el momento de cometer los errores, las políticas y procedimientos de la compañía, así como el diseño en conjunto de las listas y la localización de las acciones en ellas.

¹⁷ CAP 676 «Guía para el diseño, presentación y utilización de las listas de Anormales y de Emergencia» de la CAA (Autoridad de Aviación Civil del Reino Unido).

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- Los tripulantes de la aeronave estaban adecuadamente calificados, experimentados y físicamente bien y tenían sus licencias, habilitaciones y reconocimientos médicos en vigor.
- La aeronave había sido mantenida de acuerdo con el Programa de Mantenimiento establecido y disponía de un Certificado de Aeronavegabilidad y un Certificado de Matrícula válidos.
- El peso y centrado de la aeronave estaban dentro de los límites establecidos.
- Durante el vuelo, se produjo el aviso *WHEEL NWS FAULT* y, posteriormente, el *L/G SHOCK ABSORBER FAULT*. En los procedimientos de emergencia correspondientes a cada uno de ellos se indica que, si se produce además el otro, las ruedas del tren de aterrizaje delantero pueden estar giradas 90°.
- La documentación operacional del fabricante de la aeronave no dispone de un procedimiento específico para el aterrizaje con las ruedas del tren de aterrizaje delantero giradas 90° respecto del eje longitudinal de la aeronave.
- La tripulación evaluó la situación de acuerdo con la documentación disponible a bordo y su propia experiencia, y decidió realizar el aterrizaje de la forma que consideraron más adecuada en ese momento.
- La investigación realizada sobre los componentes de la aeronave involucrados en el incidente puso de manifiesto la coincidencia en el tiempo de tres fallos independientes en la misma aeronave; además, se pudo determinar la causa de dos de ellos, pero no la del tercero.
- Las evidencias encontradas en la investigación pusieron de manifiesto los fallos que dieron lugar a este suceso, aunque no fue posible obtener conclusiones sobre su origen.
- Las comunicaciones tierra-aire funcionaron correctamente en todo momento.
- Las ayudas a la navegación en que se apoyó la aeronave estaban operativas funcionaron correctamente en todo momento.
- Mientras duró la emergencia, se suspendieron las operaciones en el aeropuerto de Sevilla; los servicios del aeropuerto se mantuvieron en alerta local y actuaron de acuerdo a lo previsto en el plan de emergencia correspondiente.
- Durante el recorrido de aterrizaje la aeronave se mantuvo en todo momento en el eje de la pista y se detuvo sobre este.
- La tripulación resolvió la emergencia de manera eficaz. La aeronave prácticamente no sufrió daños y los pasajeros desembarcaron utilizando medios habituales.

3.2. Causas/factores contribuyentes

El incidente se produjo por girar de manera irreversible las ruedas del tren de aterrizaje delantero de la aeronave hasta alcanzar el límite físico de 95° respecto de su eje longitudinal, con esta en el aire y el tren de aterrizaje delantero bloqueado abajo.

En el curso de la investigación se puso de manifiesto la coincidencia en el tiempo de tres fallos independientes que dieron lugar al suceso, aunque no fue posible obtener conclusiones sobre su origen.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

En el curso de la investigación se ha comprobado que, pese a la buena resolución de la emergencia, la falta de un procedimiento específico para hacerla frente generó en la tripulación una sensación de ansiedad por poner al avión en la mejor disposición posible para un aterrizaje seguro. A consecuencia de esto, buscaron un procedimiento que, aunque no fuera aplicable al caso, les orientara sobre la mejor opción para realizar el aterrizaje y esto les llevó a considerar situaciones conflictivas que, de haberlas llevado a cabo, podrían haber concluido en una resolución del incidente con consecuencias no deseadas.

Asimismo, en distintos casos ocurridos, se ha comprobado que las tripulaciones han utilizado distintas técnicas de ejecución de la toma de tierra con esta anomalía y que no existe ninguna acción o nota en los procedimientos aplicables del fabricante que pueda favorecer la previsión de alguna incidencia en la toma de tierra que obligue a una evacuación de emergencia de la aeronave.

Partiendo de la base de que este tipo de situaciones se puede repetir y que la existencia de un procedimiento específico para abordarlas permitiría a las tripulaciones realizar el aterrizaje con mayor eficacia y seguridad, se emite la siguiente Recomendación de Seguridad Operacional:

REC 63/15. Se recomienda a AIRBUS SAS que desarrolle un procedimiento específico para las aeronaves del tipo A320 que contemple el caso del aterrizaje con las ruedas del tren de aterrizaje delantero giradas 90° respecto del eje longitudinal de la aeronave, o se sospeche que puedan estarlo.

