



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

Boletín Informativo

6/2011



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

6/2011



**GOBIERNO
DE ESPAÑA**

**MINISTERIO
DE FOMENTO**

SECRETARÍA DE ESTADO
DE TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-11-133-5

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 Boletín 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 Boletín para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

Índice

ABREVIATURAS	vi
---------------------------	----

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
(*) IN-041/2008	31-10-2008	EC-HJQ	Boeing 737-800	Aeropuerto de Lanzarote	1
(*) IN-018/2009	02-08-2009	G-CPEM	Boeing 757-236	Aproximación al aeropuerto de	47
				Barcelona	
(*) IN-003/2010	30-01-2010	EC-IJI	Piper PA-28-R 200 «Cherokee Arrow II»	Aeropuerto de Málaga	63
A-021/2010	03-07-2010	EC-DSM	Piper PA-28-161	Proximidades del aeródromo de	85
				Mutxamel (Alicante)	
IN-006/2011	21-02-2011	EC-JCV	Swearingen-SA 226 AT Metro II	Aeropuerto de Barcelona	91
A-022/2011	09-07-2011	EC-FSH	Casa 1131-E (Bucker Jungmann)	Término de Peñaflo (Zaragoza)	103

ADENDA	109
---------------------	-----

(*) Versión disponible en inglés en la Adenda de este Boletín
(*English version available in the Addenda to this Bulletin*)

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.ciaiac.es>

Abreviaturas

00°	Grado(s)
00 °C	Grados centígrados
A	Amperio(s)
AAL	Campo de vuelo
AC	Corriente alterna
ACE	Aeropuerto de Lanzarote
AD	Directiva de aeronavegabilidad
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
AGL	Sobre el nivel del suelo
AIP	Publicación de información aeronáutica
AOC	Certificado de operador aéreo
APU	Unidad de potencia auxiliar
ASDA	Distancia de aceleración-parada disponible
ATC	Control de tránsito aéreo
ATIS	Servicio automático de información terminal
ATPL	Piloto de transporte de línea aérea
ATPL(A)	Piloto de transporte de línea aérea de avión
BGE	«Backup Gear Extender»
CAMO	Organización de gestión de aeronavegabilidad continuada
CAVOK	Visibilidad, nubes y condiciones meteorológicas actuales mejores que los valores o condiciones prescritos
CB	Corta-circuitos
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
cm	Centímetro(s)
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CRM	«Crew Management Resources» (Gestión de recursos en cabina)
CTE	Comandante
CTR	Zona de control aéreo
CV	Caballos de vapor
CVR	Registrador de voz en cabina
DA	Altitud de decisión
DC	Corriente continua
DFDR	Registrador digital de datos de vuelo
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
DH	Altura de decisión
DME	Equipo radiotelemétrico
DU	Fallo intermitente de la pantalla
E	Este
EEC	Control electrónico del motor
EGPWS	Sistema de aviso de proximidad al terreno
EICAS	Sistema de indicación del motor y de alerta a la tripulación
F/O	Copiloto
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FAF	Punto de referencia de aproximación final
FCTM	«Flight Crew Training Manual»
FCOM	«Flight Crew Operating Manual»
FDM	«Flight Data Monitoring»
FDR	Registrador de datos de vuelo
FI(A)	Habilitación de instructor de vuelo de avión
FL	Nivel de vuelo en cientos de pies
FMC	«Flight Management Computer»
FOQA	«Flight Operational Quality Assurance»
FSEU	Unidad electrónica de flaps/slat
ft	Pie(s)
ft/min	Pies por minuto

Abreviaturas

g	Aceleración de la gravedad
GLA	Aeropuerto de Glasgow
GS	Velocidad respecto a tierra
h	Hora(s)
HAT	«Height Above Touchdown»
HIL	Lista de defectos diferidos
HP	Caballo(s) de vapor
hPa	Hectopascal(es)
IAF	«Initial Approach Fix»
IAS	Velocidad indicada
ILS	Sistema de aterrizaje instrumental
ILS-CAT I	Sistema de aterrizaje por instrumentos de categoría I
IMC	Condiciones meteorológicas de vuelo por instrumentos
IOSA	«IATA Operational Safety Audit»
IR(A)	Habilitación de vuelo instrumental
JAA	Autoridades conjuntas de aviación
JAR-FCL	Requisitos conjuntos de aviación para las licencias de la tripulación de vuelo
KIAS	Velocidad anemométrica indicada en nudos
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
L	Izquierda
l	Litro(s)
l/m ²	Litros por metro cuadrado
LDA	Distancia de aterrizaje disponible
LEBL	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Barcelona
LEGT	Indicativo de lugar del Aeródromo de Getafe
LEMG	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Málaga
LEMT	Indicativo de lugar del Aeródromo de Casarrubios del Monte
LERS	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Reus
LEZL	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Sevilla
RNAV	«Lateral navigation»
LT	Hora local
m	Metro(s)
MDA	Altitud mínima de decisión
MDH	Altura mínima de decisión
MEP	«Multi Engine Pilot» (Habilitación para avión multimotor de pistón)
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MHz	Megahertzio(s)
MO	Manual de Operaciones
mph	Milla(s) por hora
MSL	Nivel medio del mar
NM	Milla(s) náutica(s)
NOTAM	Aviso distribuido por medios de telecomunicaciones que contiene información relativa al establecimiento, condición o modificación de cualquier instalación aeronáutica, servicio, procedimiento o peligro, cuyo conocimiento oportuno es esencial para el personal encargado de las operaciones de vuelo («Notice to Airman»)
NPRM	«Notice of Propose Rulemaking»
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OMA	Oficina de Meteorología del Aeropuerto
OPS	Requisitos de operación
P/F	Piloto a los mandos de vuelo
P/N	Número de parte
PAPI	Indicador de trayectoria de aproximación de precisión
PM	«Pilot Monitoring»
PPL(A)	Licencia de piloto privado de avión

Abreviaturas

psi	Libras por pulgada cuadrada
QFE	Presión atmosférica a la elevación del aeródromo (o en el umbral de la pista)
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
QRH	«Quick Reference Handbook» (Manual de referencia rápida)
R	Derecha
RA	Radio-altímetro
RCA	Reglamento de circulación aérea
RD	Real Decreto
RESA	Área de seguridad de extremo de pista
ROD	Velocidad o régimen de descenso
ROM	«Reduced Operations Manual»
RPM	Revoluciones por minutos
RWY	Pista de vuelo
S/N	Número de serie
SEP	«Single Engine Pilot» (Habilitación para avión monomotor de pistón)
SNS	Sistema de Notificación de Sucesos de AENA
STAR	Llegada normalizada por instrumentos
SW	Suroeste
SWY	Zona de parada
TCP	Tripulantes de cabina de pasajeros
TLA	Posición de la palanca de gases
TMA	Área de control terminal
TWR	Torre de control de aeródromo
UTC	Tiempo Universal Coordinado
V	Voltio(s)
V/S	Velocidad vertical
VFR	Reglas de vuelo visual
VHF	Frecuencia muy alta
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VNAV	«Vertical Navigation»
VOR	Radiofaro omnidireccional de VHF
Vref	Velocidad de referencia en el aterrizaje

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	31 de octubre de 2008; 07:15 h UTC
Lugar	Aeropuerto de Lanzarote

AERONAVE

Matrícula	EC-HJQ
Tipo y modelo	BOEING 737-800 S/N: 28387
Explotador	Air Europa

Motores

Tipo y modelo	CFM 56-7B
Número	2

TRIPULACIÓN

	Comandante	Copiloto
Edad	50 años	35 años
Licencia	ATPL(A)	ATPL(A)
Total horas de vuelo	14.330 h	3.818 h
Horas de vuelo en el tipo	8.388 h	806 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			6
Pasajeros			74
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Neumáticos de todas las patas del tren de aterrizaje
Otros daños	Dos balizas de iluminación de aproximación de la cabecera opuesta

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación comercial – Transporte de pasajeros – Vuelo no regular
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	17 de octubre de 2011
---------------------	------------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Reseña del vuelo

El día anterior al incidente la tripulación había iniciado su actividad por la tarde en Lanzarote a las 20:40 h¹ para realizar el servicio asignado: ACE-GLA-ACE (Lanzarote-Glasgow-Lanzarote). Se despegó a las 22:01, con escasos minutos de retraso sobre el horario previsto y el vuelo transcurrió con normalidad hasta Glasgow. Desde allí se despegó de nuevo a las 03:15 con 74 pasajeros a bordo con destino a Lanzarote, identificativo de vuelo UX-196 y duración estimada de 4 horas y 19 minutos. En este segundo trayecto el copiloto (F/O) actuaba de piloto a los mandos (P/F). El ascenso y crucero a nivel de vuelo (FL) 390 discurrieron con normalidad.

Cuatro minutos antes de iniciarse el descenso a Lanzarote, el comandante (CTE) descansaba en su asiento mientras el F/O escuchaba el servicio automático de información terminal (ATIS) de Lanzarote, que indicaba que la pista en servicio era la 03 y las condiciones meteorológicas buenas.

Poco después fueron autorizados por el control de Casablanca a descender a FL250 y a cambiar a frecuencia del control de Canarias, quien a su vez les autorizó a continuar el descenso hasta FL130 y proceder con la entrada estándar (STAR) denominada «TERTO 1P» tal como estaba previsto en el plan de vuelo y cuyos datos se habían introducido en el ordenador de gestión de vuelo (FMC). El descenso se inició de modo automático desde el punto inicial («Top of Descend») calculado por el Computador de Vuelo (FMC), e inmediatamente después el F/O comenzó un detallado briefing de aproximación a la pista 03.

Una vez alcanzado el FL210, fueron transferidos a la frecuencia de Aproximación Canarias. El F/O cambió de frecuencia y por indicación del CTE, preguntó por la posibilidad de utilizar la pista 21. Unos dos minutos más tarde fueron autorizados a proceder al fijo de la milla 11 en final de la pista 21 de Lanzarote. En este momento se encontraban a 14.600 ft de altitud y a 30,5 NM de la cabecera de la pista 21.

El F/O comenzó entonces a reprogramar el FMC, pero tuvo dificultades para localizar el punto al que debía dirigirse que le mantuvieron ocupado durante casi 2 minutos. Mientras, el CTE le insistía en que debía bajar más, sin actuar él mismo en ningún momento sobre los controles del avión.

Al alcanzar los 10.000 ft de altitud se encontraban a 21 NM de la cabecera 21 con una velocidad indicada (IAS) de 315 kt.

¹ Todas las horas son UTC, excepto que expresamente se indique lo contrario. UTC coincidía con la hora local (LT) en Canarias en la fecha del incidente.

Durante los últimos 1.000 ft el sistema mejorado de aviso de proximidad del terreno (EGPWS) permaneció activado emitiendo avisos repetidos de «SINK RATE», «PULL UP» y «TOO LOW TERRAIN».

El umbral de la pista 21 se sobrevoló aproximadamente a 180 ft de altura de radio-altímetro (RA) con 175 kt ($V_{ref} + 41$) de velocidad indicada (IAS) y los flaps desplegados en una posición intermedia de 25° por la actuación del mecanismo «flap load relief».

Según declaró el CTE posteriormente, él se dio cuenta de que la toma iba a ser larga y de que la pista estaba mojada. Por ello decidió elevar la potencia selectada en el sistema *autobrake* (frenado automático) de la posición 2 en la que estaba a la posición máxima (MAX).

El avión contactó con la pista después de un largo «flare» (o maniobra de recogida), aproximadamente en mitad de la pista, a 1.300 m de la cabecera 21, con una velocidad de 157 kt ($V_{ref} + 23$).

El *autobrake* fue desconectado cinco segundos después del contacto. A partir de ese momento se aplicó frenada máxima manual.

Las reversas no se actuaron hasta pasados 13 segundos del contacto, pero los motores no lograron acelerar a suficientes revoluciones hasta que el avión prácticamente se había parado.

El avión sobrepasó el final de pista a 51 kt de velocidad respecto al terreno (GS), atravesó los 60 m de la zona de parada y fue a detenerse, aproximadamente, a un metro de distancia de la barrera anti-chorro de la cabecera 03, junto a la valla perimetral del aeropuerto.



Figura 1. Posición final de la aeronave

Inmediatamente se activaron desde torre de control (TWR) los servicios de emergencia que llegaron rápidamente junto al avión sin que resultase necesaria su intervención.

Los pasajeros desembarcaron por la puerta trasera del lado izquierdo (L2) utilizando una escalera externa y luego fueron transportados a la terminal del aeropuerto, sin que ninguno de ellos necesitase asistencia médica.

Los daños materiales se limitaron al conjunto de ruedas del avión, que tuvieron que ser cambiadas tras una inspección por parte de los servicios de mantenimiento de la propia compañía y a 2 balizas de iluminación de aproximación de la cabecera opuesta.



Figura 2. Daños en pata de morro del tren de aterrizaje

1.2. Información sobre la tripulación

La tripulación tenía sus respectivas licencias en vigor, estaba debidamente calificada para el vuelo asignado y su tiempo de descanso previo a la actividad había sido superior al mínimo requerido.

1.2.1. *Preparación del vuelo*

Los miembros de la tripulación se reunieron puntualmente en el aeropuerto de Lanzarote a las 20:40 h del día 30 de octubre, para realizar el vuelo programado ACE-GLA-ACE. El F/O, según manifestó, llegó un poco antes, como era su costumbre, para estudiar detenidamente la documentación del despacho del vuelo.

En la preparación del vuelo decidieron que el piloto a los mandos (P/F) para el vuelo de ida sería el CTE y para el de regreso el F/O.

1.2.2. *Actividad y descanso*

El CTE había tenido un periodo de descanso previo a este vuelo de 22 h, mientras que el F/O lo había tenido de 31 h.

El 20 de agosto de 2008 fue publicado el Reglamento 859/2008 (UE-OPS), cuya subparte Q regula los tiempos de actividad y descanso de los tripulantes de forma diferente a como lo hacía la, hasta entonces en vigor, Circular Operativa 16B de la Dirección General de Aviación Civil (DGAC). Al reunirse la tripulación en el aeropuerto al CTE le surgieron dudas sobre la legalidad de la actividad que se les había programado de acuerdo con esta nueva norma y por ello consultó con la compañía. Desde allí le confirmaron que la actividad programada era de 10 horas y 30 minutos, inferior a la máxima autorizada de 11 horas, teniendo ya en cuenta que toda la actividad se desarrollaría dentro de la fase de ritmo circadiano de mínimo rendimiento.

Durante el vuelo de regreso a Lanzarote el CTE estuvo descansando en su asiento durante unos 40 minutos, hasta poco antes de iniciarse el descenso, coincidiendo con el momento en que el F/O escuchaba por los altavoces de cabina el ATIS de Lanzarote.

1.2.3. *Formación CRM («Crew Resources Management») que recibieron los pilotos*

Ambos pilotos habían recibido entrenamiento CRM facilitado por instructores de la propia compañía, siguiendo un modelo aprobado por la DGAC. Este entrenamiento tiene carácter anual.

El CTE, durante los cursos CRM de los tres últimos años facilitados por la compañía, había recibido formación que hacía énfasis especial en los siguientes temas: análisis de las estadísticas de accidentes, amenazas, errores, barreras, conciencia situacional, la cadena del error, «notechs» («No technical skills»), gestión del estrés, comunicación con cabina de pasajeros, automatismos, liderazgo, asertividad, trabajo en equipo y toma de decisiones.

El F/O realizó en la propia compañía su entrenamiento inicial en el año 2007 tratando conceptos básicos de CRM, de cultura de seguridad y de la organización de la compañía en esta materia. Recibió entrenamiento específico sobre la toma de decisiones, liderazgo, concepto de equipo, asertividad, «notechs», automatismos y comunicación. Al año siguiente coincidió en el temario con el programa del CTE.

Estos cursos se organizan en forma de talleres en los que se entablan debates dirigidos por el instructor y se hacen ejercicios prácticos.

1.3. Información sobre la aeronave

1.3.1. General

La aeronave Boeing 737-85P, matrícula EC HJQ, fabricada en el año 2000, tenía un historial de 30.677 h de vuelo y 14.740 ciclos y disponía del Certificado de Aeronavegabilidad n.º 4617 en vigor hasta abril de 2009. Examinado su historial reciente de averías, no aparecían fallos repetidos o de cierta entidad y en la lista de defectos diferidos (HIL) había sólo uno pendiente relativo a un fallo intermitente en una de las pantallas (DU).

La investigación no detectó ningún indicio de fallo en ninguno de los sistemas de la aeronave durante el vuelo del incidente.

Según la hoja de carga del vuelo analizado la aeronave tenía un peso previsto al aterrizaje de 53.510 kg, siendo el máximo autorizado de 66.360 kg. El peso al aterrizaje grabado en el registrador de datos de vuelo fue de 54.000 kg.

La velocidad de referencia para el aterrizaje (V_{ref}) con este peso y utilizando una deflexión de flaps de 30° era de 134 kt.

1.3.2. Modos de ralentí en el motor del Boeing 737/800

La operación a bajas revoluciones del motor del B733-800 cuenta con tres modos de ralentí (*idle*) adaptados a diferentes condiciones de vuelo.

El control electrónico de motor (EEC) selecciona automáticamente el régimen mínimo de tierra («ground idle»), régimen mínimo de vuelo («flight idle») o régimen de aproximación («approach idle»), para una única posición de la palanca de gases (posición «idle») en función de la fase de vuelo.

El régimen mínimo de tierra es seleccionado para operación en tierra y el régimen mínimo de vuelo para la mayor parte de las fases de vuelo. El régimen de aproximación

es seleccionado en vuelo si los flaps están en configuración de aterrizaje o el anti-hielo está conectado para ambos motores.

Con la misma velocidad indicada y altitud, el porcentaje de RPM en N1 y N2 será más alta para el régimen de aproximación que para el régimen mínimo de vuelo. Este mayor porcentaje de RPM mejora la aceleración del motor en el caso de que el piloto ejecute una maniobra de motor y al aire («go-around»).

El régimen de aproximación actúa hasta después del contacto en aterrizaje, cuando pasa a seleccionarse el régimen mínimo de tierra.

En vuelo, si un fallo evita que el EEC reciba señales de flaps o del anti-hielo, el programa del régimen de aproximación comienza por debajo de 15.000 ft MSL.

1.3.3. *Mecanismo de protección del flap «Flap Load Relief»*

Para proteger los flaps de la excesiva carga aerodinámica que supone un exceso de velocidad, la unidad electrónica de flaps/slat (FSEU) proporciona una función de alivio de carga en flaps. Esta función es operativa solamente para las posiciones de flaps 30° y 40°.

Cuando se selecciona 40° de deflexión de flaps, el sistema retrae éstos a 30° si la velocidad indicada excede de 163 kt y los re- extiende cuando la velocidad indicada se reduce por debajo de 158 kt.

Cuando se seleccionan 30° de deflexión de flaps, el sistema retrae éstos a 25° si la velocidad indicada excede de 176 kt y los re- extiende cuando la velocidad indicada se reduce por debajo de 171 kt. En ambos casos la palanca de flaps no se mueve, pero el indicador de posición de flaps presenta la posición real (retracción y re- extensión).

1.3.4. *Distancias de aterrizaje*

Entrando en las tablas que Boeing publica en el QRH con el título «Normal Configuration Landing Distances», se obtiene que con flaps deflectados 30°, pista seca, frenada máxima manual y considerando el peso y velocidad a la que aterrizó realmente el avión, la distancia de aterrizaje (definida desde 50 ft de altura sobre el umbral) es de 1.025 m. La correspondiente carrera de aterrizaje (distancia medida desde el contacto con la pista) es de 720 m.

Si en lugar de considerar que se produjo frenada máxima manual continua, considerásemos frenada máxima automática, tal como se inició el aterrizaje, se obtiene una longitud de la carrera de aterrizaje de 965 m.

Según el FCTM «Flight Crew Training Manual» del Boeing 737 las distancias de aterrizaje con frenada máxima contenidas en el QRH no deben superar el 60% de la distancia disponible real para proporcionar márgenes adecuados de seguridad. Teniendo esto en cuenta la longitud de pista mínima requerida sería de 1.712 m. La pista de Lanzarote tiene una longitud de 2.400 m, por lo que excede en casi 700 m la longitud de pista mínima requerida por la aeronave.

1.4. Información meteorológica

Las condiciones meteorológicas durante la aproximación al aeropuerto de Lanzarote fueron visuales (VMC).

El último informe meteorológico de aeródromo rutinario (METAR) emitido antes del aterrizaje de la aeronave, a las 07:00 h, indicaba viento de dirección variable y 2 kt de intensidad, visibilidad superior a 10 km, nubosidad escasa a 2.500 ft, dispersa a 10.000 ft, temperatura 18 °C, punto de rocío 14 °C y presión atmosférica a nivel del mar de la atmósfera local (QNH) 1.014 hPa.

El METAR de las 06:30 h no indicaba ningún fenómeno meteorológico significativo.

El METAR de las 06:00 h indicaba tiempo presente lluvia.

En el momento de la autorización para el aterrizaje el viento había variado siendo de dirección 280° y 8 kt de intensidad.

Examinada la tabla de precipitación facilitada por la oficina de meteorología del aeropuerto (OMA) se comprobó que la precipitación se había producido entre las 5:40 y las 6:00 h en una cantidad de 7 l/m² y entre las 6:00 y las 6:10 h en una cantidad inapreciable (menor de 1 l/m²). En las horas posteriores no hubo lluvia hasta pasadas las 13:00 h.

La declaración de ambos miembros de la tripulación de cabina de vuelo y otros testimonios recogidos del entorno del aeropuerto indican que la pista presentaba un cambio de color de su superficie por la presencia de agua y la aparición de una nube de agua pulverizada tras el contacto de las ruedas del avión con la superficie de pista. Continuaba por tanto húmeda o mojada durante el aterrizaje de este vuelo.

1.5. Comunicaciones

Para la investigación se dispuso de una transcripción de la cinta grabada por la Torre de Lanzarote. Además el registrador de voces en cabina (CVR) del avión contenía todas las conversaciones mantenidas por la tripulación con el control del tránsito aéreo (ATC) de Casablanca, Canarias y Lanzarote y con Operaciones de la Compañía.

La calidad de las comunicaciones fue en todo momento buena.

La secuencia resumida de las comunicaciones junto con algunos datos significativos de la trayectoria obtenidos de los registradores de vuelo se desarrolla en el punto 1.7.

1.6. Información sobre el aeródromo

El aeropuerto de Lanzarote es un aeropuerto civil internacional con categoría OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) 4E. Está ubicado a 5 km al suroeste de Arrecife, tiene una elevación de 47 ft, y su pista, la 03-21, tiene una longitud de 2.400 m y una anchura de 45 m.

En la fecha del incidente el aeropuerto contaba con sendas zonas de parada (SWY) de 60 x 45 m para ambas cabeceras pero no disponía de zonas de seguridad de extremo de pista (RESA). El objetivo de la RESA es proporcionar una zona de protección más allá de la franja y de las zonas de parada reduciendo el riesgo de daños a un avión que efectúe un aterrizaje demasiado largo o demasiado corto.

Posteriormente, en octubre de 2010, tal como reflejaba la correspondiente enmienda AIP, se suprimieron las zonas de parada para adaptar las dimensiones de la franja a los requisitos OACI. Ello obligó a reducir las distancias declaradas de aceleración parada (ASDA).

Una nueva enmienda del AIP de abril de 2011, reflejó la incorporación de RESA en la cabecera de la pista 21.

Actualmente la cabecera 03 sigue sin contar con una zona de protección, si bien esta deficiencia ha sido detectada por AENA y está previsto desplazar el umbral de la pista 03, modificando el balizamiento y la pavimentación con el objetivo de disponer de RESA también en la cabecera de esta pista. La inversión para la realización de estas obras ya ha sido aprobada y la fecha estimada de terminación es octubre de 2012.

Con la configuración existente el día del incidente, la distancia de aterrizaje disponible (LDA) declarada en ambas pistas era de 2.400 m.

La pendiente de la pista 21 es descendente, del 0,5% en los primeros 1.850 m y del 0,01% en los restantes 550 m.

Se indica en el AIP que la pista 03 será de uso preferente siempre que la componente de viento en cola no exceda de 10 kt y la eficacia de frenado sea buena.

La pista 03 dispone de una aproximación VOR DME ILS estándar de 3°.

La pista 21 solo dispone de una aproximación basada enVOR, (con identificativo LTE, ubicado en el aeropuerto) y cuya ficha se adjunta en el anexo A. La trayectoria de aproximación está desviada 13° respecto a la pista y tiene una pendiente de 3,71° (6,48%) debido a los obstáculos presentes. Esta pendiente es significativamente superior al estándar de 3° (5,24%) y requiere frecuentemente regímenes de descenso (ROD) cercanos o superiores a 1.000 ft/min.

La pista 21, por la que se aterrizó, dispone de iluminación de aproximación sencilla de 420 metros, luces de identificación de umbral, indicador de senda de aproximación de precisión (PAPI) de 3,7° e iluminación de eje, borde y extremo de pista.

La información ATIS de Lanzarote recogida por la tripulación poco antes de iniciar el descenso a las 06:50 h, indicaba pista en servicio la 03, nivel de transición 70, viento en la zona de contacto variable de 3 kt, de dirección variable entre 200 y 270°, visibilidad de 10 km o superior, nubes escasas a 1.800 ft y fraccionadas a 9.000 ft, temperatura 18 °C, punto de rocío 14 °C, QNH 1.014 hPa y presión atmosférica a nivel del aeropuerto de la atmósfera local (QFE) 1013 hPa.

1.7. Registradores de datos de vuelo

Ambos registradores, de voces en cabina (CVR) y de datos de vuelo digital (DFDR), se encontraron en buen estado y con el contenido de las últimas horas de vuelo del avión.

La grabación del CVR disponía de 2 horas de duración y quedó detenida a los 5 minutos después de parar el 2.º motor, tal como tenía definido en su configuración y a pesar de haber quedado energizada la aeronave con la unidad de potencia auxiliar (APU).

El DFDR, grabador digital de datos de vuelo, disponía de más de 600 parámetros grabados entre valores discretos y continuos. La duración de la grabación era superior a las 25 horas. Con detalle, se han analizado únicamente los datos del descenso y aterrizaje de este vuelo.

1.7.1. *Secuencia sincronizada de la información de las grabaciones*

En la secuencia que figura a continuación, con el fin de aportar mayor claridad a lo sucedido, se ha optado por presentar conjuntamente las grabaciones de las comunicaciones radio y las más relevantes obtenidas del CVR con algunos datos significativos del FDR, añadiendo a estos la distancia calculada del avión a la cabecera de la pista 21 utilizando las trazas radar facilitadas por el Centro de Control de Aproximación Canarias.

06:50:08 h

La aeronave volaba en crucero a FL 390.

Suena por el altavoz de cabina el ATIS de Lanzarote «06:50 RWY in use 03, Transition level 70, wind touch down zone variable 3 kt, variable between 200 and 270 degrees, visibility 10 km or more, clouds few at 1,800 ft broken 9,000 ft temperature 18° dew point 14, QNH 1,014, QFE 1,013, report Lanzarote ATIS information A».

06:54:16 h

Continúa en crucero a FL 390.

El F/O dirigiéndose al CTE dijo «sigo vivo» y tras una breve llamada a ATC, preguntó: «¿Estás como para que salga un momento al baño?».

06:54:21 h

En crucero a FL 390.

Casablanca Control autorizó al vuelo Air Europa 196 (UX196) a descender a FL 250, pero el F/O solicitó permiso para mantener FL 390 unas 20 NM más y el controlador lo autorizó, dejando el inicio del descenso a su discreción. El F/O contestó que le llamaría abandonando FL 390.

06:57:55 h

Librando FL 390.

Coincidiendo con el inicio del descenso, Casablanca Control pidió al UX 196 cambiar a frecuencia de Canarias en 129.1 MHz.

06:58:24 h

FL379 en descenso.

Control Canarias autorizó al UX 196 a descender a FL 130 y proceder con la entrada estándar TERTO 1P.

06:58:38 h

FL373 en descenso.

El F/O inició un extenso briefing en el que repasó con detalle las fichas de la llegada normalizada de vuelo por instrumentos (STAR) asignada «TERTO 1P», de la aproximación ILS a la pista (RWY) 03, las del aeropuerto, mencionando las luces

disponibles, distancias de aterrizaje, etc., además del combustible remanente y su intención de realizar la maniobra «tranquilamente» en LNAV (modo de navegación lateral).

El CTE añadió a este briefing que había un PAPI de 3°.

El F/O continuó comentando que no había avisos de información aeronáutica (NOTAM) que les afectasen y que había programado el descenso en el FMC a 280 kt/0,78 Mach y continuó relatando ciertas anomalías que había observado en una de sus pantallas DU mientras el CTE descansaba.

07:04:28 h

FL 223 en descenso, IAS 273 kt.

Desde este momento y hasta las 07:06:00 h el CTE estuvo ocupado hablando por el VHF 2 con el agente de handling de Lanzarote, comunicando la estimada de llegada: 07:22, solicitando asistencia para 3 sillas de ruedas y preguntando por un billete que debería tener a la llegada para continuar en vuelo de situación a Las Palmas.

07:04:56 h

FL 213 en descenso, IAS 275 kt.

Control Canarias pidió al UX 196 cambiar a frecuencia de aproximación en 129.3 MHz.

07:05:06 h

FL 209 en descenso, IAS 273 kt, 47 NM a la pista (RWY) 21.

El CTE le dijo al F/O: «pregúntale qué tal está para la pista 21, por curiosidad, como el viento está» (ininteligible), «no creo que nos dejen pero bueno...».

El F/O comunicó en frecuencia de aproximación y preguntó «¿cómo estaría para la pista 21 en Lanzarote?».

07:05:26 h

FL202 en descenso, IAS 273 kt, 45 NM a RWY 21

Aproximación Canarias contestó: «Europa 196, en contacto radar, descienda a FL 80, velocidad a discreción por el momento y... inicialmente tendría tráfico para la 03, pero le aviso en un momento».

Se escuchó al F/O dirigiéndose al CTE: «dice que en principio hay tráfico para la 03 pero que nos avisa, le voy a poner 220 y 5000 en LTE, ahora se va a tirar un poco para abajo...».

07:07:29 h

FL155 en descenso, IAS 283kt, 32 NM a RWY 21.

El F/O comentó: «El caso es que si es para la 21, no tengo nada previsto, así que como al final me la den... me voy a reír».

07:07:51 h

FL 146 en descenso, IAS 284 kt, 30 NM a RWY 21.

Aproximación Canarias llamó al UX 196: «Europa 196 puede proceder al fijo de la milla 11, pista 21, para tomar por la 21, continúe descenso a 5000 ft, QNH 1.014».

07:08:12 h

FL 138 en descenso, IAS 280 kt, 28 NM a RWY 21.

Se escucha al F/O comentar en voz alta, con frases entrecortadas, lo que estaba introduciendo en el FMC.

El CTE le indicó al F/O: «de momento baja bastante más, ponte a bajar ya, pon ahí 3.500 de vertical speed, porque si no...».

07:08:42 h

FL 126 en descenso, IAS 286 kt, 26 NM a RWY 21.

El F/O le preguntó al CTE con voz apurada «nos estamos yendo aquí, a la milla once, ¿correcto?», éste responde: «milla 11, sí», y de nuevo preguntó el F/O. «¿Ahí?», el CTE le contestó: «no sé, pero baja».

07:08:54 h

FL121, IAS 289kt, 25 NM a RWY 21.

El F/O comentó: «No, no, aquí hay algo que no me cuadra... ya estamos yendo a la milla 11, ah... no...», el CTE le contestó: «pon 4.000 de momento» y poco después le indicó: «Aquí, a este punto».

07:09:13 h

FL110, IAS 303 kt, 23 NM a RWY 21.

Aproximación Canarias llamó al UX 196 para autorizar su descenso a 3.000 ft.

07:09:26 h

FL 102 en descenso, IAS 313 kt, 22 NM a RWY 21.

El F/O preguntó de nuevo: «¿A qué punto vamos...? no veo yo claro el punto este de la milla 10... de la milla 11... tiene que ser el F...» el CTE le respondió: «el CD21» y el F/O con voz de alivio a continuación: «CD21, jeso, ese ya sí, claro, digo no me cuadra nada...!».

07:09:52 h

FL 092 en descenso, IAS 311 kt, 19 NM a RWY 21.

El CTE le indicó al F/O: «un poco de speedbrake, porque si no...».

07:10:05 h

FL 087 en descenso, IAS 307 kt, 18 NM a RWY 21.

El F/O pidió la «descent & approach checklist».

07:10:09 h

Alt. 8.500 ft, IAS 305 kt, 17 NM a RWY 21.

Aproximación Canarias autorizó al UX 196 a realizar aproximación VOR directa a la pista 21 de Lanzarote.

07:10:33 h

Alt. 7.800 ft, IAS 286 kt, 15 NM a RWY 21.

El CTE le preguntó al F/O: «¿como lo ves?, ¿lo ves bien?» y este respondió «¡Vamos a ello! voy a decelerarlo primero, si no, malamente... ¿vale?».

El CTE añadió: «¿Lo vas a hacer en VNAV (modo de navegación vertical)?» y el F/O contestó: «probablemente lo haga en convencional, pero, sí... LNAV... Si estamos autorizados, no? Pues autorizado, pongo aquí los mínimos que son 1.700, ¿no? ... y... VNAV... y a correr... ¿que dice esto? ...Unable next altitud, ¡vale!»

07:11:22 h

Alt. 6.800 ft, IAS 258 kt, 11 NM a RWY 21.

Se escuchó al CTE recitar la lista de descenso: «presurización?, están puestos los 50 ft, recall?, comprobado y todo está bien, autobrake está en 2, landing data tenemos, ponemos 1014, si quieres...». En este punto el CTE interrumpió la lista para contestar a la Jefa de Cabina que por el interfono le comunicaba que la cabina está asegurada.

07:11:46 h

Alt. 6.000 ft, IAS 252 kt, 9 NM a RWY 21.

El CTE le dijo al F/O: «Baja el tren porque si no...» y éste respondió: «Si, gear down».

07:11:51 h

Alt. 5.800 ft, IAS 250 kt, 9 NM a RWY 21.

El F/O hizo una serie de comentarios coloquiales que reflejaban sorpresa por las indicaciones del FMC y lo apurada que veía la situación y a continuación pidió flap 1 y 5.

07:12:11 h

Alt. 5.200 ft, IAS 236 kt, 8 NM a RWY 21.

El CTE continuó recitando la lista de descenso que había interrumpido, diciendo: «autobrake en 2... landing data... approach briefing review».

07:12:28 h

Alt. 4.400 ft, IAS 220 kt, 7 NM a RWY 21.

Aproximación Canarias transfirió al UX 196 a frecuencia de TWR de Lanzarote.

07:12:41 h

Alt. 3.800 ft, IAS 210 kt, 6,1 NM a RWY 21.

El F/O pidió flap 10.

07:12:52 h

Alt. 3.400 ft, IAS 202 kt, 5 NM a RWY 21.

El CTE comunicó con TWR de Lanzarote que estaban establecidos en final de la pista 21 y recibió autorización para aterrizar en la pista 21, con viento 280°/08 kt y QNH 1.014.

07:13:12 h

Alt. 2.600 ft, IAS 189 kt, 4 NM a RWY 21.

El CTE anunció que sacaba flap 15. El F/O pidió «landing checklist down to flap» y anunció que cogía el avión a mano. A continuación se escuchó al CTE recitar la landing checklist.

07:13:30 h

Alt. 2.100 ft, IAS 183 kt, 3 NM a RWY 21.

Se escuchó al F/O decir: «Voy para allá, voy a intentar bajarlo... porque me parece a mí que nos vamos a ir al aire».

07:13:40 h

Alt. 1.700 ft, IAS 180 kt, 3NM a RWY 21.

Sonó el aviso «approaching minimums», el F/O dijo a continuación: «insight landing», el CTE respondió: OK. Enseguida sonó el aviso «minimums».

07:13:45 h

Alt. 1.600 ft, IAS 180 kt, 2 NM a RWY 21.

El F/O pidió flap 25.

07:13:56 h

Alt. 1.300 ft, IAS 177 kt, 2 NM a RWY 21.

Se escuchó al F/O una exclamación que indicaba dificultad y a continuación pidió flap 30. El CTE le pidió que esperase un par de nudos para entrar en la velocidad máxima permitida para el flap 30.

07:14:07 h

Alt. 900 ft, RA 690 ft, IAS 178 kt, 1 NM a RWY 21, velocidad vertical (V/S) 2.000 ft/min.

Sonó el aviso «SINK RATE, SINK RATE».

El CTE dijo: «no pasa nada» y a continuación avisó que sacaba flap 30.

07:14:20 h

Alt. 500 ft, RA 420 ft, IAS 177 kt, V/S 1.900 ft/min.

Sonó el aviso «SINK RATE, SINK RATE» «PULL UP; PULL UP».

El F/O dijo: «mantenemos ahí, ¿vale?».

07:14:27 h

Alt. 300 ft, RA 250 ft, IAS 176 kt, V/S 1.700 ft/min.

Sonó el aviso «TOO LOW TERRAIN» «SINK RATE».

07:14:30 h

Alt. 200 ft, RA 200 ft, IAS 174 kt, V/S 1.600 ft/min, sobre el umbral RWY 21.

Sonó: «TOO LOW TERRAIN, TOO LOW TERRAIN».

07:14:34 h

RA 115 ft, IAS 173 kt, v/s 1.500 ft/min, sobrevolando la pista.

Sonó: «SINK RATE» «TOO LOW TERRAIN», «TOO LOW TERRAIN».

07:14:47 h

IAS 157 kt, GS 158 kt.

Sonido de contacto con la pista.

07:14:52 h

GS 137 kt.

El CTE anunció: «¡autobrake disarm!».

07:15:00 h

GS 96 kt.

El CTE le dijo al F/O: «¡mete reversa!».

07:15:01 h

El controlador de TWR activó la alarma al ver que el avión se iba a salir de pista.

07:15:07 h

GS 51 kt.

Sonido de colisión con bordillo deluces empotradas de final de pista.

07:15:09 h

GS 40 kt.

Sonidos de colisión con balizas.

07:15:14 h

GS 8 kt.

Sonido de los motores acelerando en reversa.

07:15:27 h

El CTE transmitió: «Lanzarote Europa 196...».

El controlador de TWR respondió: «Le mando los bomberos Air Europa...».

07:15:34 h

Se escuchó el «chime» de llamada a cabina por el interfono.

07:15:48 h

El CTE le indicó al F/O: «vamos a cortar motores, ponemos APU, ¿vale?».

07:16:01 h

El CTE le pidió por el interfono a la Jefa de Cabina que pasase y le tranquilizó explicándole la situación.

07:16:17 h

Se escuchó en frecuencia de TWR una llamada que provenía de un vehículo de los bomberos: «Recibido Torre, vamos ya de camino, estamos ya debajo para el punto de encuentro».

07:16:24 h

Se escuchó al F/O lamentarse de lo sucedido y culpar de ello a las reversas.

07:17:29 h

El CTE solicitó una escalera externa para desembarcar el pasaje y confirmó que no había ningún herido a bordo.

1.7.2. Actuación de los frenos. Datos FDR

La figura 3 muestra las presiones (en psi), alcanzadas en el sistema de frenos tanto por la actuación del *autobrake* como por la de los pilotos sobre los pedales de freno. La línea magenta (inferior) representa al freno derecho, la azul (superior) al izquierdo.

A los 28 segundos del contacto del tren de aterrizaje con la superficie de pista la aeronave se detuvo.

En la figura 4 se representan con valores positivos las aceleraciones longitudinales negativas (deceleración), consecuencia de la acción de frenado, registradas por el FDR con una frecuencia de 1/4 de segundo.

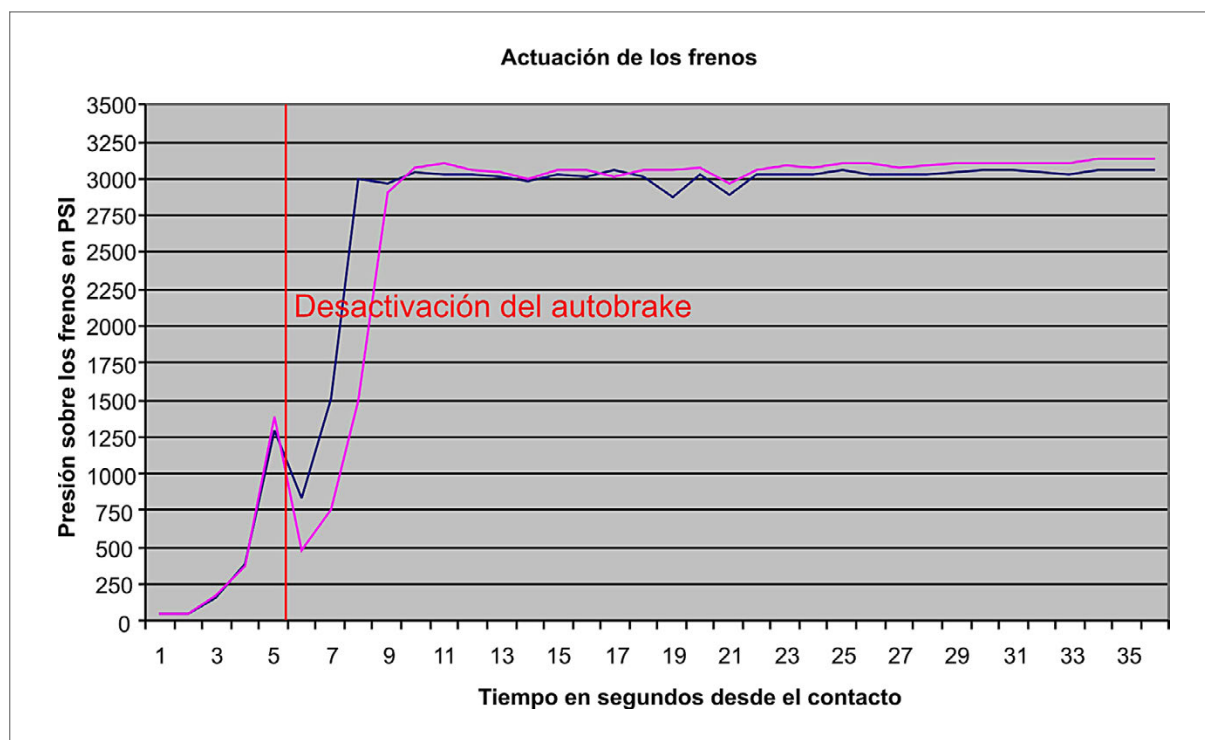


Figura 3. Actuación de los frenos durante el recorrido en tierra

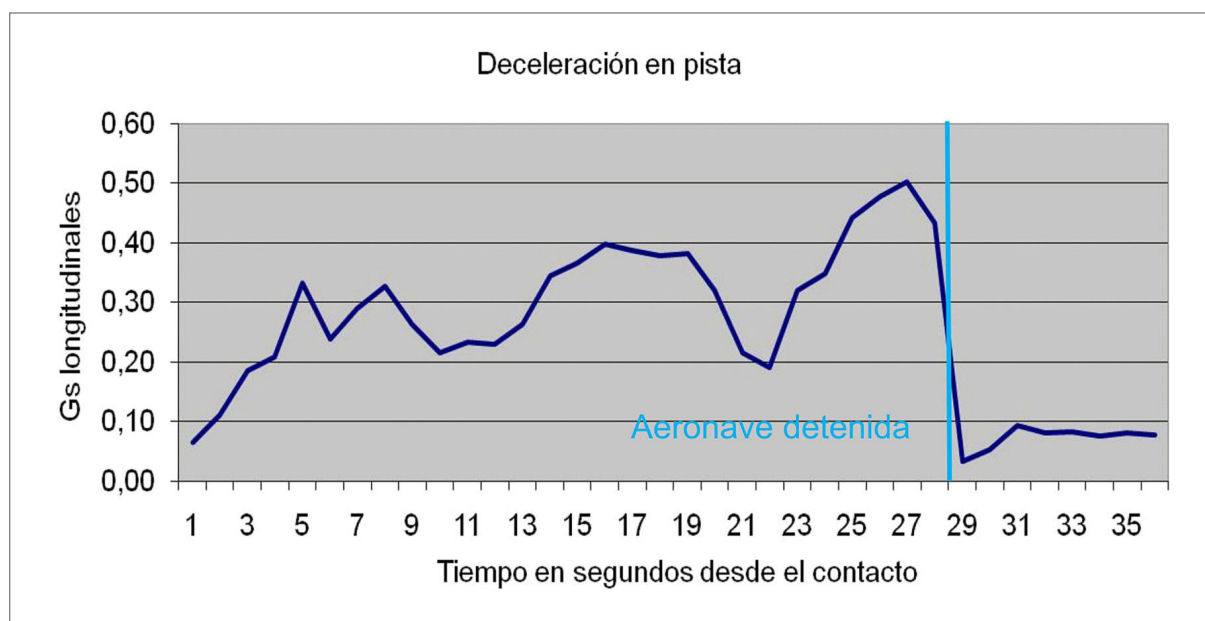


Figura 4. Deceleración durante el aterrizaje

Según el criterio obtenido de la experiencia y análisis de los datos de grabadores de vuelo se puede considerar hasta 0,2 g un frenado suave, por encima de este valor y hasta 0,4 g una frenada normal y por encima de este valor una frenada fuerte y que empieza a resultar incomoda para el pasaje. Durante los primeros 13 segundos del

recorrido por la pista, y cuando la velocidad de la aeronave era alta, la eficacia del frenado estuvo variando entre los valores inferiores típicos de una frenada normal y los valores de una frenada suave, posteriormente se incrementó, aunque puntualmente durante un tiempo de 2 a 3 segundos se redujo, alcanzando los valores más altos al final del recorrido.

1.7.3. Actuación de los motores. Datos FDR

En la figura 5 se relacionan los valores de N1 (curvas inferiores en color magenta para el motor n.º 1 y en color añil para el motor n.º 2), N2 (curvas superiores en color morado para el motor n.º 1 y en color marrón para el motor n.º 2) y TLA, posición de la palanca de gases, (curvas inferiores de trazos rectos en color amarillo para el motor n.º 1 y en color azul para el motor n.º 2) desde el momento del contacto hasta la parada del avión.

Como se aprecia en el gráfico, a los 5 segundos de haberse producido el contacto con la superficie de pista se inicia el descenso de los parámetros de motores N1 y N2 sin que se hayan modificado la posición de las palancas de gases (TLA), tal como se indicó en el punto 1.3.2, al pasar los motores de «approach idle» a «ground minimum idle». Esta transición se completa 6 segundos más tarde. Cuando la tripulación selecciona máxima potencia de reversas, los motores tardan del orden de 10 segundos en alcanzar esta potencia máxima de reversas.

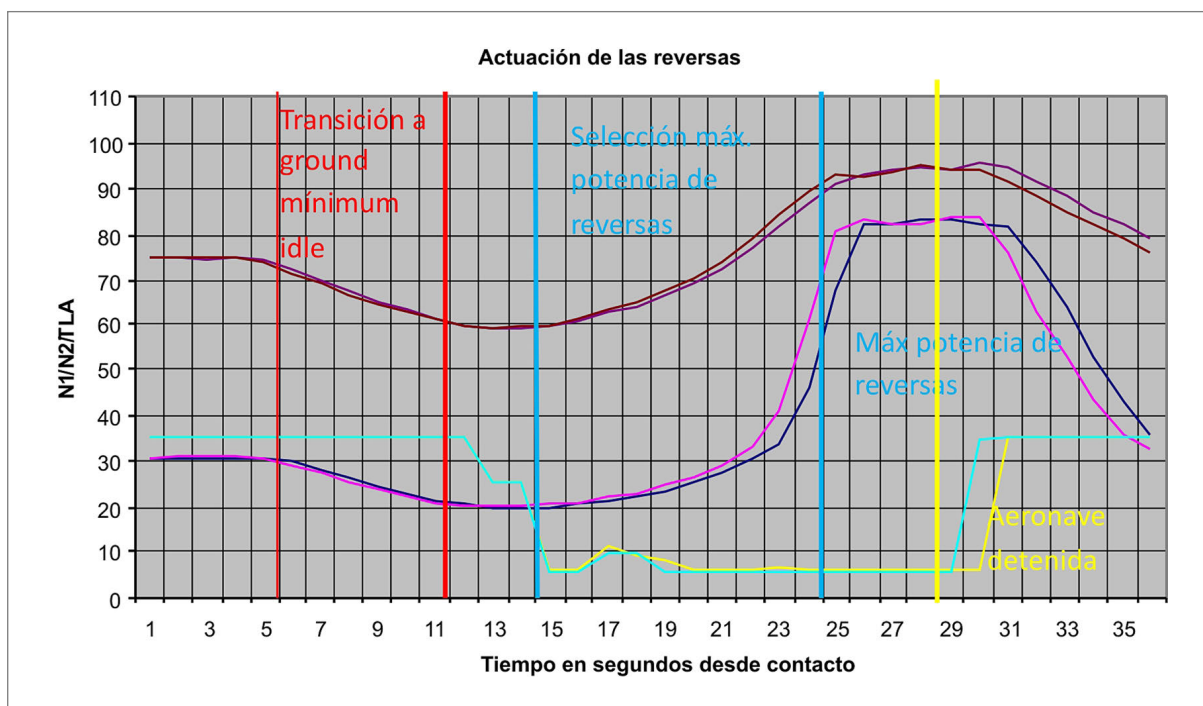


Figura 5. Actuación de los motores durante el aterrizaje – potencia de reversas

1.8. Información sobre organización y gestión

Air Europa, dispone de un Certificado de Operador Aéreo (AOC), y como parte del mismo, de un programa de instrucción aprobado por la DGAC que incluye la formación CRM.

Adicionalmente, Air Europa está en posesión de un certificado IOSA (IATA Operational Safety Audit) que requiere la definición de políticas operacionales concretas sobre determinados aspectos como, la aproximación estabilizada, la respuesta a los avisos del GPWS o sobre la zona de pista en que deben producirse los aterrizajes, entre otros.

En cumplimiento de la normativa Europea (UE-OPS) la compañía utilizaba un programa de monitorización de parámetros de vuelo y aseguramiento de calidad en operaciones de vuelo (FDM / FOQA) («Flight Data Monitoring / Flight Operational Quality Assurance») basado en el análisis rutinario de las grabaciones del sistema DFDR, que permite vigilar los desvíos que se producen en la operación de la flota sobre unos valores previamente definidos como referencia. Esto permitía detectar sucesos anormales como los excesos de velocidad sobre los flaps o los avisos del EGPWS en los aterrizajes así como evaluar la correspondiente reacción de los pilotos.

El Manual de Operaciones (MO) de Air Europa, en la introducción de su parte B, hace referencia a otros documentos como los Manuales FCOM «Flight Crew Operating Manual», FCTM «Flight Crew Training Manual», proporcionados por el fabricante del avión y a otros internos como el ROM «Reduced Operations Manual».

Es en el ROM B737, donde figuran los procedimientos de compañía específicos de la flota B737. Aquí se indica que los procedimientos estándar de Air Europa, serán los de Boeing, a no ser que se modifiquen por ROM, MO o Memorándum.

1.8.1. *Procedimientos generales para la aproximación*

Air Europa, en sus procedimientos de compañía para la flota de B-737, establece como norma general que se llegara al fijo de aproximación inicial (IAF) a 210 kt $\pm$ 10 kt y que se interceptará el curso final con los flaps en posición 5.

Se indica que se pasará el punto fijo de aproximación final (FAF) o su equivalente con el tren de aterrizaje abajo, con el Flap en 15° y la velocidad correspondiente a este flap.

También se establece que al aproximarse a 1.000 ft sobre el campo de vuelo (AAL) se seleccionarán los flaps de aterrizaje y se completará la lista de chequeo de aterrizaje y los «vital ítems».

1.8.2. *Política de Air Europa sobre aproximaciones desestabilizadas*

Air Europa, mantiene una política sobre las aproximaciones desestabilizadas basada en estándares internacionalmente aceptados y en las recomendaciones emitidas por el fabricante del avión, Boeing.

Desde el departamento de seguridad de vuelo se informa periódicamente a las tripulaciones, mediante escritos y gráficos generados en el marco del programa de FDM/FOQA, de aproximaciones desestabilizadas detectadas. Todo ello a modo de campaña de concienciación, aconsejando frustrar los aterrizajes (maniobra de «go around») en esos casos. En los cursos de refresco periódicamente se refuerza esta política de asegurar la estabilidad en la aproximación.

El criterio de aproximación estabilizada, tal como figura en el documento interno ROM 737, es el siguiente:

«Como norma general se evitarán todas aquellas velocidades de descenso superiores a:

2.500 ft/min por debajo de 5.000 ft HAT

1.500 ft/min por debajo de 3.000 ft HAT

1.000 ft/min por debajo de 1.000 ft HAT

Toda aproximación estará estabilizada a 1.000 ft HAT (height above touchdown) en condiciones de vuelo instrumental (IMC) o 500 ft HAT en condiciones visuales de vuelo (VMC). Se considerará una aproximación estabilizada cuando se cumplan todos los criterios siguientes:

- El avión esté en la trayectoria de aproximación correcta.
- Para mantenerse en esa trayectoria sólo sean necesarios pequeños cambios de rumbo y cabeceo.
- La velocidad del avión no sea superior a $V_{ref}+20$ KIAS y tampoco inferior a V_{ref} .
- El avión esté en la configuración de aterrizaje apropiada.
- El gradiente de descenso sea de 1.000 fpm como máximo. Si una aproximación requiriese un gradiente superior a 1.000 fpm, se comentará en el briefing para evitar que se pueda considerar no estabilizada por error.
- El ajuste de empuje sea el apropiado para la configuración.
- El briefing y las listas de comprobación hayan sido completadas.
- Para aproximaciones ILS CAT I, la máxima desviación del localizador o de la senda será de un punto. Para CAT II / III será la banda de la presentación expandida del localizador.
- Para aproximaciones visuales los planos habrán de estar nivelados a no menos de 300 ft HAT en aproximación final.

Tras el inicio de una aproximación, esta se interrumpirá o se efectuará la maniobra de aproximación frustrada siempre que ocurra alguna de las siguientes circunstancias:

- Exista confusión en la tripulación o se haya roto la necesaria coordinación entre sus miembros.
- Exista incertidumbre sobre la posición del avión.
- Las listas de comprobación se estén completando tarde o la tripulación esté sobrepasada de trabajo.

- Cualquier avería pueda comprometer el normal desarrollo de la aproximación.
- La aproximación se desestabilice en altitud, velocidad, senda, trayectoria o configuración.
- ATC ordene cambios que provoquen precipitación o una desestabilización de la aproximación.
- Se carezca de la referencia visual requerida en la altitud/altura de decisión (DA/DH) o Altitud/altura mínima de decisión (MDA/MDH).
- Cuando exista cualquier otra circunstancia que haga aconsejable no continuar con la aproximación.

Más adelante, en forma de secuencia de procedimientos, se indica que el piloto observador o que no está a los mandos (PM) al pasar 500 ft sobre la elevación del aeródromo, en condiciones VMC:

- Anunciará «FIVE HUNDRED» si la aproximación está estabilizada.
- Encenderá las «Landing Lights» y «Runway Turnoff Lights».
- Anunciará «FIVE HUNDRED, NOT STABILIZED, GO AROUND», si la aproximación no está estabilizada.

1.8.3. *Política de compañía sobre la localización de la toma de contacto*

El Manual ROM B737 establece que el aterrizaje habrá de ser firme, centrado y dentro de la Zona de Contacto.

Las performances de aterrizaje publicadas consideran como estándar el paso del avión por el umbral de la pista a 50 ft y a continuación una recogida («flare») de 1.000 ft.

El FCTM del fabricante considera estándar que el aterrizaje se produzca entre 1.000 ft y 2.000 ft de la cabecera. En el mismo documento se recomienda especial atención para sobrevolar el umbral con suficiente margen y para ello el contacto con la pista debe producirse no antes de los primeros 1.000 ft de pista.

El aterrizaje excesivamente largo no figura expresamente entre las causas por las que la compañía recomienda o exige un «go around». Tampoco hay constancia de que desde la Dirección de Operaciones se hayan hecho campañas o esfuerzos especiales en conseguir que los aterrizajes se produzcan con precisión en determinada zona de la de pista.

1.8.4. *Política de compañía sobre aterrizajes frustrados tras la toma de contacto*

Air Europa considera en su entrenamiento el aterrizaje frustrado hasta 50 ft (15m) sobre el umbral de la pista desde noviembre de 2008, aunque no considera la interrupción de

la carrera de aterrizaje (rejected landing), es decir, la maniobra de «motor y al aire» después de haberse producido el contacto con la pista.

Boeing en el FCTM menciona que algunos operadores y autoridades nacionales de aviación civil contemplan esta maniobra, pero no desarrolla procedimientos específicos para ello considerando que los procedimientos de «go-around» normales son suficientes.

Sí se precisa, no obstante, en el FCTM de la aeronave que una vez que se hayan activado las reversas debe concluirse el vuelo con la parada completa.

1.8.5. *Procedimiento de respuesta a los mensajes del EGPWS y el programa FDM*

El Manual ROM B737 de Air Europa remite al FCOM y al QRH en lo que al tratamiento de los mensajes del EGPWS («Enhanced Ground Proximity Warning System») se refiere.

En el FCOM del fabricante y en el manual de acceso rápido (QRH) («Quick reference handbook») se distinguen dos tipos de aviso del GPWS:

- *Ground Proximity Caution*, entre los que se encuentran «SINK RATE» y «TOO LOW TERRAIN», para los que indica como respuesta adecuada que ambos pilotos corrijan la senda de vuelo o la configuración.
- *Ground Proximity Warning*, entre los que se encuentra el aviso de «PULL UP». Para ellos se requiere un «go-around» inmediato.

Dentro del programa de monitorización de datos de vuelo y aseguramiento de la calidad en las operaciones (FDM/FOQA), la compañía registraba y clasificaba las aproximaciones en las que el sistema EGPWS emitía algún aviso.

Los mensajes emitidos por el EGPWS tienen una relación directa con las aproximaciones desestabilizadas. En particular, los mensajes del tipo «SINK RATE», «PULL UP», «TOO LOW GEAR» «TOO LOW FLAP» corresponden a situaciones tipificadas explícitamente dentro de la definición de aproximación no estabilizada (régimen de descenso excesivos o configuración inapropiada a baja altura). Dichos mensajes se clasificaban en función de la altura sobre el terreno a la que eran emitidos (por encima de 1.000 ft entre 500 ft y 1.000 ft y por debajo de 500 ft).

En relación con las configuraciones inapropiadas, el programa también registraba las aproximaciones con una configuración tardía de los flaps para el aterrizaje «late landing flap setting».

Se establecieron con tres grados de severidad en función de la altura a la que se alcanzaba la configuración final. Se asignaba severidad *Baja* cuando no se configura el

flap de aterrizaje hasta una altitud inferior a 700 ft, *Media* para una altitud inferior a 500 ft y *Alta* para una altitud inferior a 400 ft.

No hay constancia de que, como consecuencia del análisis de los resultados de estos registros, la compañía identificara alguna deficiencia sistemática, ni por la excesiva reiteración de estas situaciones, ni por deficiencias en la reacción de las tripulaciones cuando estas se producían, que exigiera la toma de medidas correctoras.

1.8.6. *Procedimientos de compañía para el descanso controlado en cabina de vuelo*

El operador recoge y regula en la parte general de su Manual de Operaciones el descanso controlado en cabina de vuelo (punto 8.3.10.3) tal como requiere el Reglamento UE-OPS².

Su contenido se basa en los estándares europeos (ACJ OPS 1.310) publicados por las JAA (ACJ- Advisory Circular Joint). El objetivo de estos descansos controlados es combatir la fatiga sobrevenida.

Para ello se permite apartar a algún miembro de la tripulación de sus deberes abordo durante un tiempo que puede incluir un período de sueño. Podrá ser utilizado solamente durante las fases de vuelo con baja carga de trabajo y no puede ser planificado antes del vuelo.

Según el Manual de Operaciones de la compañía este descanso debe cumplir las condiciones siguientes:

- a) No deberá superar los 45 minutos para limitar cualquier periodo de sueño a 30 minutos aproximadamente.
- b) Tras este periodo deberá transcurrir un periodo de recuperación de 20 minutos en el que no se deberá dejar solo a los mandos al piloto que acaba de tomar su descanso.
- c) En el caso de una tripulación de vuelo de 2 pilotos, el comandante informará al sobrecargo de que un tripulante de vuelo va a tomar un descanso controlado y de su hora de finalización. Cada 20 minutos se deberán realizar contactos entre la cabina de vuelo y la tripulación de la cabina de pasajeros vía interfono. El sobrecargo comprobará que, tras su periodo de descanso, el tripulante está de nuevo atento.
- d) Deberá transcurrir un tiempo mínimo de 20 minutos entre dos periodos de descanso para superar los efectos de la inercia del sueño y permitir un briefing adecuado.

² El apéndice 1 a OPS 1.1045, establece que el punto 8.3.1.0 del Manual de Operaciones debe establecer los procedimientos para el descanso controlado de la tripulación en vuelo.

- e) En caso necesario, un piloto podrá tener más de un periodo de descanso si el tiempo lo permite en vuelos de larga duración.
- f) Los periodos de descanso controlado deberán finalizar al menos 30 minutos antes del inicio del descenso.

1.9. Información adicional

1.9.1. *La declaración de la tripulación*

En la entrevista mantenida por los investigadores con la tripulación, el CTE recordó que el ATIS de Lanzarote indicaba que la pista en servicio era la 03, pero que hicieron un briefing para la 21, argumentando el ahorro que supone viniendo desde el Norte y reconociendo su mayor dificultad por la mayor pendiente de la aproximación.

El CTE destacó que él tenía mucha experiencia operando en Lanzarote aunque menos en la pista 21. El F/O, por su parte, declaró haber aterrizado por la pista 21 un par de veces.

Recordaron haber capturado y confirmado el VOR durante su aproximación a la 21, destacando que la pendiente que tiene es mucho mayor de lo normal.

Recordaron haber sacado el tren y el freno aerodinámico («speedbrake») con antelación para reducir energía y que esta aproximación no es confortable por el entorno.

Recordaron haber bajado el flap progresivamente teniendo cuidado de no sobrepasar las velocidades máximas para su extensión, por lo cual tuvieron que esperar a reducir ésta hasta los límites adecuados en alguna ocasión.

Inicialmente ninguno de los dos pilotos recordó cuál era la velocidad de referencia, posteriormente el CTE afirmó que era 175 kt o menos.

Recordaban que toda la aproximación se desarrolló en condiciones visuales buenas y que al llegar a mínimos todo estaba bien, pero que un poco más adelante se dieron cuenta de que la pista estaba mojada por las manchas de otro color que se veían.

Cuando se les preguntó sobre el uso del PAPI, contestaron que apenas lo usaron pero que recuerdan que al principio de la aproximación todas estaban en blanco y que más adelante vieron una o dos en rojo.

El CTE recordaba que en la recogida el avión flotó más de lo normal y que sobrevoló un tramo de pista, por lo cual cambió el ajuste del «autobrake» del 2 en que estaba al 3 y ante la disminución de la pista remanente, volvió a cambiar a MAX.

Ya desde el contacto, el CTE recordó que el avión no deceleraba bien y que al pisar él los frenos notó una cierta mejoría. También puso su mano en las reversas verificando que estaban al máximo. Anunció que se había encendido la luz «autobrake disarm» y luego recordó al F/O meter potencia de reversa.

Al llegar al final de pista descartó la posibilidad de abandonar por la calle de rodaje por el exceso de velocidad y continuó recto hacia la zona de parada.

Ninguno de los pilotos recordaba fallo alguno en los sistemas del avión durante la aproximación, ni avisos, ni warnings, o luces, ni rojas ni ámbar...

Una vez parado el avión, el CTE valoró la posibilidad de sacarlo de allí usando las reversas o remolcándolo, pero siempre pensó que lo prioritario era desembarcar el pasaje.

A través de su ventanilla abierta, se comunicó a voces con los bomberos para indicarles que no había peligro en la aeronave y su intención de desembarcar al pasaje por la escalera.

1.9.2. Menciones a la información del estado de las pistas en el Reglamento de la Circulación Aérea (RCA)

En el Reglamento de Circulación Aérea (RCA), Libro tercero, capítulo 4.º, Servicio de información de vuelo, Artículo 3.4.3.- Radiodifusiones del servicio de información de vuelo para las operaciones, en su punto 5.- Radiodifusiones ATIS destinadas a las aeronaves que llegan y salen, se indica:

«Los mensajes de radiodifusión ATIS que contengan información tanto para la llegada como para la salida constarán de los siguientes datos, en el orden indicado:

a)... f) condiciones importantes de la superficie de la pista y, cuando corresponda, eficacia de frenado»

En el Libro cuarto, Procedimientos para los servicios de navegación, capítulo 9, Mensajes de los servicios de tránsito aéreo, donde se indican los requerimientos relativos a los mensajes de los servicios de tránsito aéreo se especifica:

«4.9.4.3.4. Mensajes que contienen información sobre las condiciones de los aeródromos.

[...]

4.9.4.3.4.2. La información de que hay agua sobre una pista deberá transmitirse a cada aeronave interesada, por iniciativa del controlador, utilizando los siguientes términos:

HUMEDA (DAMP) la superficie acusa un cambio de color debido a la humedad.

MOJADA (WET) la superficie está empapada pero no hay agua estancada.

ENCHARCADA (WATER PATCHES) hay charcos visibles de agua estancada.

INUNDADA (FLOODED) hay una extensa superficie visible de agua estancada.»

También en el RCA, Libro cuarto, Procedimientos para los servicios de navegación, capítulo 5.º, Servicios de control de aeródromo, Artículo 4.5.8.- en el punto 2.- se indica que dentro de la información esencial sobre las condiciones del aeródromo se incluirá, entre otras: agua en las pistas, calles de rodaje o plataformas.

1.10. Medidas de seguridad ya adoptadas por el operador

El operador ha informado de las medidas de seguridad ya adoptadas y relacionadas con la investigación y hallazgos de este incidente.

En junio de 2009 modificó el programa de monitorización de parámetros de vuelo y aseguramiento de calidad en operaciones de vuelo (FDM / FOQA), para incluir la monitorización específica de aproximaciones desestabilizadas a una altitud inferior a 500 ft ("Un-stabilised approach below 500 ft").

Para catalogar estas aproximaciones se evalúan 17 parámetros y se establecen tres grados de severidad en virtud del número de estos parámetros que excedan unos valores límite preestablecidos. Se asigna severidad baja cuando sean 2 los parámetros que sobrepasen los límites, media cuando se trate de 3, 4 o 5 y alta cuando sean más de 5 los parámetros sobrepasados.

En octubre de 2009 modificó en el ROM del B-737 la política de empleo del empuje de reversa, punto 2.9., para evitar posibles interpretaciones desacertadas sobre su uso y aplicación, el cual se había restringido en aras de conseguir mayor ahorro de combustible.

2. ANÁLISIS

2.1. La corrección del descenso para aterrizar por la pista 21

El F/O, que actuaba como P/F, había programado el descenso en el FMC de acuerdo al Plan de Vuelo. Seguirían entrada estándar (STAR) «TERTO 1P» y a continuación aproximación VOR DME ILS a la pista 03, para «realizar la maniobra tranquilamente en LNAV», tal como se le escuchó decir en el briefing de aproximación. La autorización de ATC era acorde al Plan de Vuelo presentado.

Cuando, a las 07:05:06 h, el CTE decidió cambiar los planes para aterrizar por la pista 21 en lugar de por la 03, el avión se encontraba a 21.000 ft y descendiendo con 70 NM por delante para perder altura y reducir su velocidad. El régimen de descenso promedio planeado y mantenido hasta entonces era de 300 ft por cada NM, ligeramente inferior al estándar, probablemente debido a la predicción de viento introducido en el FMC. Boeing, en el FCTM, considera descenso estándar 1000 ft por cada 3 NM, o lo que es lo mismo, 330 ft /NM. Con el cambio de planes, para aterrizar por la pista 21, la distancia al aterrizaje se redujo en 23 NM, con lo cual el avión quedó tan solo a 47 NM de la cabecera de la pista 21. Ello requería iniciar inmediatamente un régimen de descenso promedio de 446 ft por cada NM, es decir, un 50% superior al mantenido hasta el momento.

La tabla que figura a continuación se basa en las trazas radar facilitadas por el Centro de Control de Canarias y ya utilizadas en el punto 1.7.- Registradores de datos de vuelo. En la tercera columna se ha dividido la altitud del avión por su distancia a la cabecera de la pista 21 para obtener el régimen de descenso en ft/NM, necesario para aterrizar en la cabecera de la pista 21. Se puede observar que la pendiente de descenso requerida fue aumentando progresivamente hasta extremos impracticables.

Hora ATC	Altitud (1.013) en ft	Distancia a cabecera de la pista 21 en NM	Descenso requerido por cada NM a la cabecera 21, en ft
07:05:51	19.500 ft	42,3 NM	460 ft/NM
07:07:30	15.500 ft	32,4 NM	478 ft/NM
07:09:30	10.100 ft	21,1 NM	479 ft/NM
07:10:30	8.000 ft	15,3 NM	523 ft/NM
07:11:30	6.700 ft	10,7 NM	626 ft/NM (próximo alIF)
07:12:52	3.700 ft	5,3 NM	698 ft/NM (sobre el FAF)
07:13:52	1.500 ft	2,1 NM	714 ft/NM
07:14:10	1.100 ft	1,3 NM	846 ft/NM
07:14:20	800 ft	0,9 NM	888 ft/NM
07:14:30	400 ft	0,3 NM	1.333 ft/NM
07:14:40	200 ft	0,1 NM	2.000 ft/NM

2.2. La inestabilidad de la aproximación

Air Europa, en sus procedimientos de compañía, establece que como norma general se llegara al fijo de aproximación inicial (IAF) a 210 kt $\pm$ 10 y que se interceptará el curso final con los flaps en posición 5 para interceptaciones a menos de 12 NM del umbral. El UX196 interceptó el curso final prácticamente en el IAF, a 253 kt y con los flaps totalmente replegados.

La compañía establece que se pasará el punto fijo de aproximación final (FAF) con el Flap en 15 y la velocidad de maniobra correspondiente a esa posición de flaps. En este caso se pasó con el flap en 10 a 209 kt.

En la ficha de la aproximación se especifica una altitud mínima de paso por el FAF de 2.000 ft, lo cual implica una pendiente de descenso (ROD) de 6,48%.

Sin embargo, pasando el FAF a 3.400 ft, como ocurrió realmente, la pendiente requerida sería del 11%, lo que implicaría un régimen de descenso cercano a los 2.000 ft/min.

El criterio de aproximación estabilizada de la compañía aconseja regímenes de descenso inferiores a 1.500 ft/min por debajo de 3.000 ft de altura e inferiores a 1.000 ft/min por debajo de 1.000 ft. El régimen de descenso promedio mantenido por el UX196 por debajo de 3.000 ft fue de 1.900 ft/min y en los últimos 1.000 ft de 1.800 ft/min.

El mismo criterio de aproximación estabilizada requiere que a 500 ft, en VMC, la velocidad no sea superior a $V_{ref} + 20$ kt. En este caso fue $V_{ref} + 43$ kt y se mantuvo así hasta la recogida («flare»). El contacto con la pista se produjo a $V_{ref} + 23$ kt.

El régimen de descenso no debería ser superior a 1.000 ft/min por debajo de los 500 ft. En realidad fue de 1.650 ft/min como promedio entre 500 ft y el «flare».

El briefing debería estar completado pero en realidad no se realizó ningún briefing de aproximación para esta pista (21).

Los procedimientos de compañía requieren que el PM («Pilot Monitoring»), en este caso el CTE, al llegar a 500 ft, en una aproximación no estabilizada, de un «call out» «FIVE HUNDRED, NOT STABILIZED, GO AROUND». Este «call out» no se produjo.

A esta altura, en cambio, se estaban produciendo los avisos del EGPWS de «SINK RATE» y «PULL UP», que se comentan en el punto siguiente, pero la tripulación no identificó la situación y los avisos como una razón para iniciar el «go-around».

El operador tenía ya establecida una política con respecto a las aproximaciones no estabilizadas basada en estos estándares internacionales y en las recomendaciones de Boeing. Se definía cuándo una aproximación se consideraba desestabilizada y se recomendaba frustrar la aproximación en caso de que ocurriera.

El operador también tenía implementados mecanismos de control basados en el estudio rutinario de los datos de registradores de vuelo (fundamentalmente mensajes del EGPWS) dentro del programa FDM/FOQA, para la detección de situaciones directamente relacionadas con aproximaciones desestabilizadas.

Sin embargo tal como se pudo comprobar durante la investigación, a través de las declaraciones de la tripulación y la información recogida del operador, no parecía estar

suficientemente asumida por las tripulaciones la política del operador de realizar un motor y al aire o “go-around” cuando la aproximación se desestabiliza.

Por las razones descritas anteriormente y para que el operador avance en la implantación de la política de aproximaciones estabilizadas se emite una recomendación de seguridad.

2.3. La respuesta a los avisos del EGPWS

Los avisos del EGPWS se produjeron de forma continuada entre los 900 ft y los 100 ft de altitud, durante un tiempo de 28 segundos. Hubo mensajes de precaución («SINK RATE» y «TOO LOW TERRAIN») y mensajes de alerta («PULL UP, PULL UP»).

EL QRH del B737 define los procedimientos a seguir en respuesta a ambos tipos de mensajes.

Los mensajes de precaución requieren una corrección de la trayectoria, pero en general si las condiciones son visuales y se confirma la ausencia de peligro de colisión, la aproximación puede continuar.

Los mensajes de alerta requieren una acción más contundente de estabilización de la aeronave y monitorizando altura y velocidad ascensional.

El primer aviso del tipo «SINK RATE» se produjo a 686 ft de altura radar (RA) cuando el régimen de descenso era de 2.027 ft/min. El CTE comentó «no pasa nada».

A 420 ft de RA volvió a sonar «SINK RATE» y «PULL UP» «PULL UP», el régimen de descenso era entonces de 1.883 ft/min y en esta ocasión, el F/O le dijo al CTE: «Mantenemos ahí, vale?», sin que se escuchase ninguna respuesta de éste.

A 210 ft de RA, prácticamente sobre el umbral de la pista 21, se activó el modo 4B del EGPWS, con el aviso «TOO LOW TERRAIN». Aunque la palanca estuviese colocada en la posición 30, el flap estaba extendido sólo a 25, debido a la actuación del mecanismo «flap load relief» que protege los flaps ante un exceso de velocidad. La tripulación no reaccionó a este aviso cuya causa probablemente no identificó. La IAS era entonces de 174 kt. Si esta velocidad hubiera sido inferior a 159 kt, por diseño del sistema, el aviso hubiera sido «TOO LOW FLAP». Esto hubiera ayudado a la tripulación a identificar el motivo del aviso.

2.4. El punto de contacto con la pista

Se estima que el contacto con la pista en el aterrizaje se produjo pasados 1.300 m desde la cabecera de la pista 21, esto es, 100 m más allá de la mitad de la pista. La distancia remanente era de unos 1.160 m (teniendo en cuenta los 60 m de la zona de parada).

Las performances de la aeronave para un aterrizaje con pista seca y flap 30° con frenada automática dan una distancia mínima de carrera de aterrizaje superior a los 900 m.

El margen de seguridad en la toma por tanto era escaso y más aún teniendo en cuenta la condición de humedad de la superficie de la pista.

2.5. La actuación en pista

En el Anexo B se representa, fuera de escala y de forma estimada, el recorrido del avión en la pista y los hechos más relevantes durante la carrera de aterrizaje.

2.5.1. El uso de los frenos

La toma de tierra se produjo a las 07:14:47 h, a 157 kt, con el flap en 30 y el *autobrake* seleccionado en su posición MAX. En el instante del contacto se registró una aceleración vertical de 1,41 g, suficiente para activar sin demora los mecanismos del modo aire/tierra. Inmediatamente se desplegaron con normalidad los spoilers y se inició la frenada automática.

A los 5 segundos del contacto se interrumpió la frenada automática del «autobrake» y se encendió la luz de «Autobrake Disarm». El CTE detectó inmediatamente esta circunstancia y lo anunció en voz alta, según quedó grabado en el CVR. Enseguida ambos pilotos pisaron a fondo los pedales de freno, pero pasaron 2,5 segundos hasta que la presión hidráulica en el sistema alcanzó el valor que tenía en el momento de la interrupción y 3 segundos hasta que la deceleración alcanzó el valor de $-0,33$ g que tenían antes de la interrupción.

Entre los segundos 9 y 12 después del contacto, se puede observar que la deceleración disminuyó casi a la mitad, hasta $-0,22$ g, mientras se mantenía la máxima presión (3.000 psi), sobre los frenos. La explicación más probable se relaciona con que el avión estaba atravesando la zona de pista cercana a las marcas de 1.000 ft de la pista 03, donde los restos de goma son muy abundantes y el coeficiente de fricción inferior, especialmente si la superficie estaba húmeda o mojada, tal como había apreciado la tripulación y se comprobó durante la investigación.

Entre los segundos 13 y 18 se puede verificar un sustancial incremento de la deceleración, alcanzándose valores de $-0,4$ g, coincidiendo, probablemente, con que el avión se había desviado hacia la mitad derecha de la pista, con menor contaminación de goma.

A continuación, entre los segundos 18 y 21 la deceleración se redujo de nuevo drásticamente coincidiendo, quizá, con el paso del avión por las grandes marcas de

pintura blanca que señalan el umbral de la pista 03, que suelen ser muy resbaladizas cuando están mojadas.

El avión golpeó el borde del final de pista, a los 22 segundos del contacto, a una velocidad relativa al suelo (GS) de 51 kt, entrando en la zona de parada. Es en esta zona donde se produjo y se escuchó la aceleración de los motores en reversa.

Con el aumento de potencia de reversas se incrementó de nuevo la deceleración, aunque rebasó la zona de parada de la pista 21, de 60 m de longitud, hasta que el avión finalmente se detuvo sobre la superficie asfaltada de prolongación, que tiene una pendiente descendente mayor que la zona de parada. La aeronave estaba totalmente parada transcurridos 28 segundos desde el contacto con la superficie de pista.

2.5.2. *El uso de las reversas*

A los 5 segundos tras el contacto el motor entró en el modo «ground minimum idle». Sus revoluciones iniciaron un suave pero considerable descenso, pasando el N1 del 31% al 20% y el N2 del 75% al 59%.

La condición de «approach idle» en los motores es seleccionada automáticamente en vuelo cuando el flap está en configuración de aterrizaje porque sus mayores % RPM de N1 y N2 disminuye el tiempo de aceleración del motor para el caso de realizar un «go-around». La capacidad de respuesta de los motores se degrada por tanto cuando la condición pasa a ser de «ground minimum idle».

A los 12 segundos de la toma, cuando el avión rodaba a 96 kt (GS) y apenas quedaban 200 m de pista, el CTE se dio cuenta de que no habían actuado sobre la reversa y se lo anunció al F/O con la frase «¡mete reversa!». El F/O inmediatamente actuó sobre las palancas de gases para colocarlas en posición de máxima reversa. Por diseño del sistema las palancas no pueden alcanzar esta posición inmediatamente. Permanecen bloqueadas en la posición «detent n.º 1» («reverse thrust idle»), tal como se observa en la gráfica, hasta que los deflectores, físicamente, estén abiertos al menos en un 60% de su recorrido. Por este motivo se alcanzó la posición de palanca de máxima potencia de reversa 3 segundos después de iniciarse su despliegue, cuando el avión rodaba a 84 kt de GS.

El motor, desde la condición de «ground minimum idle» tardó otros 10 segundos más en acelerar hasta el 83% de N1, valor máximo alcanzado, cuando el avión prácticamente se había detenido.

Boeing en el FCTM, menciona que una vez que se hayan activado las reversas debe concluirse el vuelo con la parada completa.

La degradación en la capacidad de respuesta de los motores cuando se demora bien la actuación de las reversas para completar el aterrizaje o bien la aplicación de gases para ejecutar un «go-around», ha de ser conocida y tenida en cuenta por las tripulaciones.

Se emite una recomendación de seguridad al fabricante en este sentido, para que enfatice esta circunstancia en sus manuales.

2.5.3. *Las opciones disponibles*

El incidente se produjo en un entorno sin presiones en el que la tripulación disponía de varias alternativas para corregir el curso al que derivaron los acontecimientos.

La pista en servicio en el momento del incidente era la 03. Aterrizar por la 21 era una concesión de Aproximación Canarias porque el tráfico lo permitía en ese momento. No existía ninguna dificultad en solicitar de nuevo la pista 03 y proceder como tenían planeado originalmente.

Una vez establecidos en la aproximación, otra opción era efectuar un «go-around» a la vista del progresivo empeoramiento de la aproximación.

Los procedimientos de la compañía establecende manera explícita que el piloto monitorizando la aproximación debe requerir el «go-around» a 500 ft si la aproximación no está estabilizada. La desestabilización de la aproximación era evidente y fue puesta de manifiesto con los avisos del EGPWS.

El CTE estaba basado en Canarias y reconoció tener mucha experiencia operando en Lanzarote, en donde los vuelos procedentes del Norte son los más frecuentes. Siendo la pista preferencial la 03 es muy frecuente procediendo desde el Norte, como en este caso, solicitar viento en cola derecha a esta pista con el fin de ahorrar tiempo y combustible. Ambos pilotos sin duda conocían esta alternativa y la tuvieron disponible, como una opción evidente, durante todo el tiempo que permanecieron en final para la pista 21.

La opción de solicitar un 360° para perder altura era también un recurso sin duda conocido por ambos pilotos.

El «rejected landing» o aborto de aterrizaje, en esta ocasión era también un recurso válido. La velocidad se mantuvo por encima de V₂ hasta 5 segundos después del contacto, El exceso de energía permitiría volver al aire a la aeronave casi inmediatamente. La maniobra de «rejected landing» no debe intentarse nunca después de la activación de las reversas.

2.6. CRM y factores humanos

2.6.1. *El cansancio*

El cansancio pudo ser un factor contribuyente en la actuación de ambos pilotos.

En el momento del incidente acumulaban una actividad de 10 horas y 30 minutos, que abarcaba toda la fase de ciclo circadiano de rendimiento mínimo.

El incidente coincidió con la salida del sol. El F/O lo comentó a las 07:06:29 mientras esperaban respuesta de ATC a su petición de utilizar la pista 21. La salida del sol se considera un momento crítico para quien no ha dormido por la noche. Es un momento en que el «reloj humano» debe sincronizarse con el solar «real» multiplicándose los efectos del cansancio.

Los descansos breves de los pilotos, por turnos, durante el crucero, se reconocen generalmente como beneficiosos para prevenir el exceso de fatiga, pero también se admite como necesario el disponer de un cierto periodo de tiempo después de una cabezada para recuperar la plena capacidad. En este caso, el CTE estuvo descansando en su asiento hasta poco antes de iniciarse el descenso y la decisión de solicitar el cambio de pista se produjo sólo 11 minutos después de despertarse.

2.6.2. *El Liderazgo del CTE*

De la entrevista mantenida y de la escucha del CVR se deduce que el CTE no tocó los mandos del avión o actuó sobre el Piloto Automático en ningún momento, incluso siendo consciente de que la situación, tras el cambio de planes, estaba agravándose progresivamente.

Durante el despacho del vuelo se decidieron los papeles de P/F y P/M en cada tramo y se mantuvieron con rigidez sin considerar la posibilidad de intercambiarlos cuando las circunstancias lo aconsejaban para mejorar la eficacia como equipo. Durante la aproximación que dio lugar al incidente el F/O estuvo en algunos momentos desbordado por la carga de trabajo mientras el CTE se limitaba a decirle lo que tenía que hacer, bajar más, sin intervenir él mismo directamente.

El CTE seguramente percibió que el F/O no podía enfrentarse convenientemente a las circunstancias y que la situación se estaba agravando, pero no se decidió a cambiar los papeles y tomar él mismo el control del avión.

El CTE tomó todas las decisiones sin consultar la opinión del F/O en ningún momento. Decidió solicitar el cambio de pista, decidió que siguiera volando el F/O el avión y decidió continuar la aproximación a pesar de las múltiples evidencias que aconsejaban o requerían interrumpir la maniobra. Finalmente decidió aterrizar, aumentando el ajuste del «autobrake» a MAX, en lugar de ordenar un «go-around» al ver que iban a tomar con sobre-velocidad, en mitad de la pista y estando ésta mojada.

2.6.3. *La falta de comunicación asertiva del F/O*

El F/O con su largo y meticuloso briefing para la pista 03 demostró su preocupación por una preparación minuciosa de la operación. Su costumbre de presentarse antes de la hora para preparar mejor el vuelo lo confirma.

Cuando el CTE decidió solicitar el cambio de pista no mostró la necesaria asertividad para decirle que necesitaba tiempo para preparar esta nueva aproximación. Quizá, en un primer momento, no fuese consciente del reto que representaba este cambio de planes, pero es indudable que poco a poco fue encontrándose sobrepasado en su capacidad, incómodo con la nueva situación, sin tiempo para leer siquiera las fichas de la 21 y hacer el briefing correspondiente. Su falta de asertividad para decirle al CTE que no estaba de acuerdo con lo que se estaba viendo forzado a hacer fue sin duda factor relevante en el origen del incidente.

2.6.4. *La deficiente comunicación*

El F/O es un hombre joven, cuya forma de expresarse es coloquial y desenfadada y en general, tal como se le escucha en el CVR, da impresión de confianza y seguridad en sí mismo. Esta característica personal pudo inducir a error al CTE al hacerle pensar que el F/O estaba de acuerdo con las decisiones tomadas y que tenía la situación bajo control.

Este hecho junto con la deficiente asertividad del F/O contribuyó a crear una situación de mala comunicación entre los pilotos durante la aproximación, que podría haberse resuelto utilizando técnicas CRM de comunicación adecuadas.

2.6.5. *La dependencia del FMC del F/O*

El F/O demostró tener una excesiva dependencia del FMC que le impidió evaluar globalmente la situación y reconocer el exceso de energía del avión. El cambio de planes exigía incrementar el descenso y frenar avión. En su lugar, se concentró en reprogramar el FMC sin atreverse a anticipar ninguna acción. Tras la autorización ATC para cambio de pista perdió casi un minuto y medio intentando reprogramar el FMC.

Posteriormente a las 07:10:33 se le escuchó decir «VNAV... y a correr... ¿que dice esto? ... Unable next altitud, ¡vale!»... y más adelante, a las 07:11:51 realizar una serie de comentarios coloquiales que reflejaban su sorpresa por las indicaciones del FMC y lo apurada que veía la situación.

2.6.6. *La eficacia del entrenamiento CRM*

Ambos pilotos habían recibido formación CRM. Habían trabajado con formadores capacitados en conceptos tales como el liderazgo y la toma de decisiones, la asertividad, la comunicación, la fatiga, la conciencia situacional, el trabajo en equipo, etc. Sin embargo gran parte de estos elementos teóricamente discutidos y estudiados en los cursos de formación, aparecen ahora como factores contribuyentes en el origen de este incidente.

Si bien Air Europa dispone de un programa aprobado de CRM, la actuación de la tripulación en este incidente indica una deficiente aplicación de las técnicas de CRM. Con la intención de reforzar las habilidades CRM de las tripulaciones de vuelo, se emite una recomendación de seguridad al operador para que mejore y refuerce la formación CRM de sus tripulaciones.

2.7. Información transmitida a las aeronaves

La información del ATIS no incluía información del estado de la superficie de pista que, a pesar de haber cesado la lluvia, se encontraba húmeda o mojada desde más de una hora antes. Tampoco la información transmitida por el controlador de Torre con la autorización de aterrizaje, incluía información del estado de la superficie de pista.

La información sobre el estado de la superficie de pista no siempre es fácil de conocer para las tripulaciones en arribadas. La pista solamente es visible durante el día y bajo el techo de nubes en caso de cielo cubierto. Aún así su condición puede pasar inadvertida por las condiciones de luz existentes o la presencia con anterioridad de fenómenos meteorológicos.

Si bien el RCA establece la obligación por parte de los Servicios de Tránsito Aéreo de proporcionar información a las aeronaves sobre el estado de las pistas, aparentemente es habitual que no se transmita esta información en los aeropuertos españoles.

Se consultó con la Agencia Estatal de Seguridad Aérea sobre la interpretación de los artículos del RCA mencionados en el punto 1.9.3. AESA entiende que dicha información, «relativa al estado de la superficie de la pista», debería ser proporcionada a las aeronaves por las dependencias de tránsito aéreo correspondientes (torres de control de aeródromo). En concreto, la existencia de agua en pistas, calles de rodaje o plataformas debe transmitirse a las aeronaves por la vía apropiada (NOTAM, ATIS, exhibición de señales o a través del personal de la dependencia de tránsito aéreo que desarrolle las funciones correspondientes de informar a las aeronaves).

En este caso el estado de la superficie de pista (húmeda o mojada), fue apreciado por la tripulación antes del aterrizaje. No obstante y por las razones mencionadas se emite una recomendación de seguridad a las dependencias suministradoras de información de vuelo para que se proporcione información a los vuelos en arribada de las condiciones importantes de la superficie de pista, tanto mediante el ATIS como con la autorización de aterrizaje.

3. CONCLUSIONES Y CAUSAS

3.1. Conclusiones

- La tripulación estaba habilitada para operar el servicio asignado.
- El periodo de descanso previo al vuelo fue correcto de acuerdo a la normativa en vigor.

- El periodo de descanso controlado se ajustó a lo establecido en el Manual de Operaciones en cuanto a su duración, pero no respetó el tiempo mínimo que debe transcurrir entre su finalización y el inicio del descenso.
- El avión estaba en estado correcto de aeronavegabilidad y no existieron averías o mal funcionamiento de ningún sistema que tuviera relación con el incidente.
- El ATC actuó en todo momento de forma profesional, amable y colaboradora.
- La pista estaba parcialmente mojada y de ello la tripulación no fue advertida. Ni se informaba de ello en el ATIS ni lo mencionó el controlador de TWR en el momento del aterrizaje.
- El F/O actuó en este sector como P/F. El CTE no actuó sobre los controles del avión, el A/P o el FMC en ningún momento, salvo en la frenada final.
- El F/O realizó un briefing en el que expresó sus planes de aterrizar por la pista 03, «tranquilamente» en LNAV.
- La decisión de solicitar el cambio de pista fue del CTE, sin consultarlo previamente con el F/O, aunque fuese físicamente este quien lo solicitó al ATC.
- Después de haber solicitado la pista 21 el F/O reconoció que no tenía nada preparado en el caso de que se lo concedieran.
- El F/O no fue capaz de valorar inmediatamente el exceso de energía del avión, resultante del cambio de pista, y se mostró excesivamente dependiente de los cálculos del FMC.
- El CTE le insistió al F/O en repetidas ocasiones que debía incrementar el descenso, sin que él mismo interviniera para hacerlo.
- El descenso no se incrementó lo suficiente como para recuperar una senda de descenso apropiada para aterrizar en la pista 21.
- La aproximación resultó inestable, en el plano vertical según la definición de la compañía.
- El CTE, actuando como PM, omitió el «callout» de 500 ft que figura en el MO como procedimiento de compañía y que requiere al PM requerir un «GO AROUND» si la aproximación no es estable.
- La tripulación no respondió adecuadamente a los avisos del EGPWS que se produjeron entre los 900 ft y los 80 ft de altitud.
- Durante la recogida, el CTE decidió cambiar el ajuste del autobrake a su posición MAX, de máxima frenada, al comprobar que la toma iba a ser muy larga y que la pista estaba mojada.
- El avión tomó tierra aproximadamente 100 m pasada la mitad de la pista, es decir, a 1.300 m de la cabecera 21 con velocidad $V_{ref} + 23$.
- La frenada automática del autobrake fue cancelada involuntariamente al pisar inadvertidamente un pedal de freno. El CTE lo detectó inmediatamente y ambos pilotos actuaron sobre los pedales de freno.
- La reversa, no se actuó hasta pasados 12 segundos del contacto, pero la aceleración del motor desde «ground minimum idle» resultó tan lenta que su efecto en la frenada fue escaso.
- El avión se salió por el final de pista a 51 kt de GS atravesó la zona de parada y fue a detenerse a un metro de la barrera anti-chorro de la cabecera 03.

- Los servicios de emergencia del aeropuerto reaccionaron eficazmente, llegando junto al avión con gran rapidez, sin que resultase necesaria su intervención.
- Los daños producidos se limitaron al conjunto de ruedas del avión y a dos balizas ubicadas más allá del final de pista.
- El aeropuerto permaneció cerrado hasta las 10:15, es decir, 3 horas después de producirse el incidente.

3.2. Causas

La causa del incidente fue una aproximación inestable por alta energía, seguida de un aterrizaje con sobre-velocidad, 1.300 m pasada la cabecera, con la pista mojada. Además, no se utilizaron eficazmente ni el «autobrake» ni la reversa.

Se considera como factor contribuyente al incidente una combinación de deficiencias en varios aspectos CRM.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

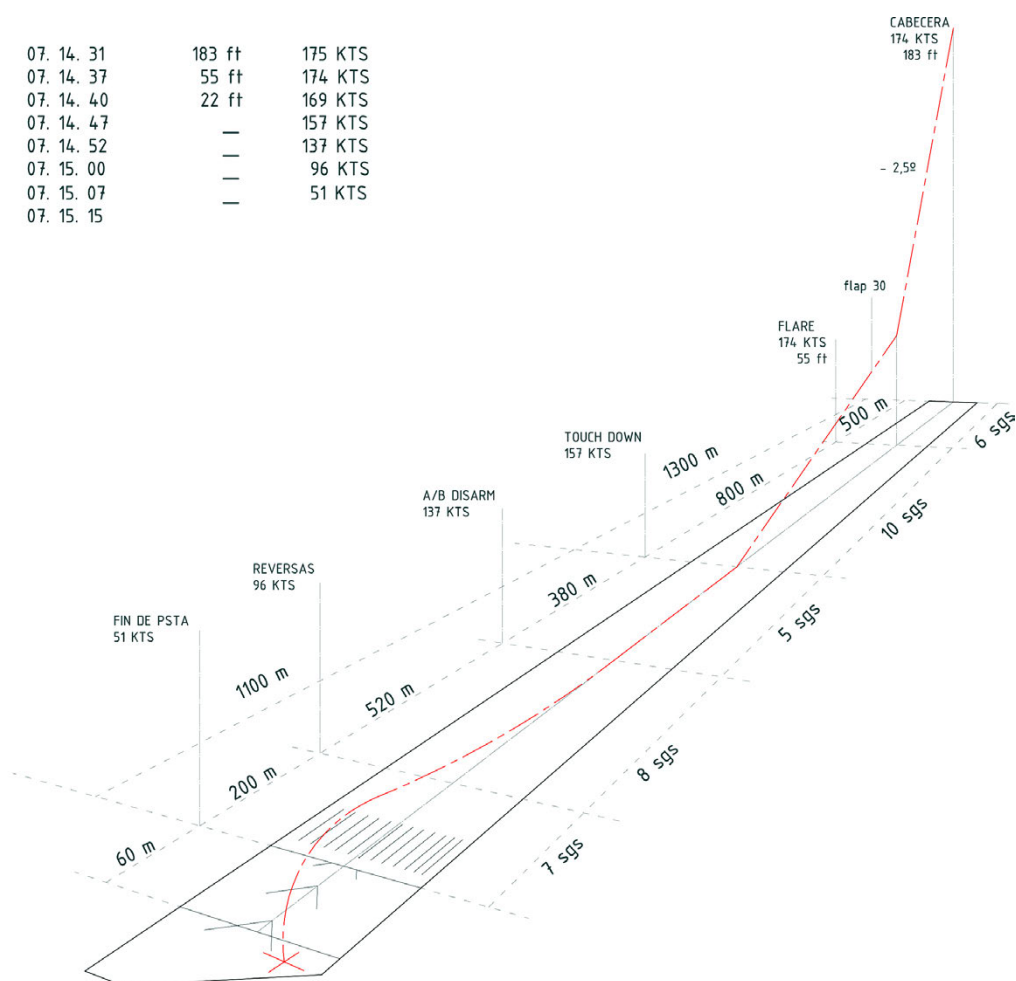
- REC 50/11.** Se recomienda al operador Air Europa que revise y refuerce la formación CRM de sus tripulaciones de vuelo, sensibilizando a las mismas sobre la importancia de las competencias CRM e incrementando la evaluación y control de las habilidades de sus tripulantes en este campo.
- REC 51/11.** Se recomienda a Air Europa que refuerce la aplicación de su política de aproximaciones estabilizadas y en particular la obligatoriedad de efectuar un motor y al aire o «go-around» cuando la aproximación no cumpla los criterios de estabilidad.
- REC 52/11.** Se recomienda al fabricante de la aeronave que incluya en la documentación apropiada de ésta (FCTM, AFM, etc.) una advertencia sobre la demora en la respuesta de motores a una actuación tardía sobre el mando de gases tras el aterrizaje ya sea para la activación de las reversas o para la ejecución de un «go-around».
- REC 53/11.** Se recomienda a AENA que establezca los procedimientos necesarios para que las dependencias responsables de suministrar información de vuelo a las aeronaves que van a aterrizar proporcionen información sobre las condiciones relevantes de la superficie de pista.

ANEXO A



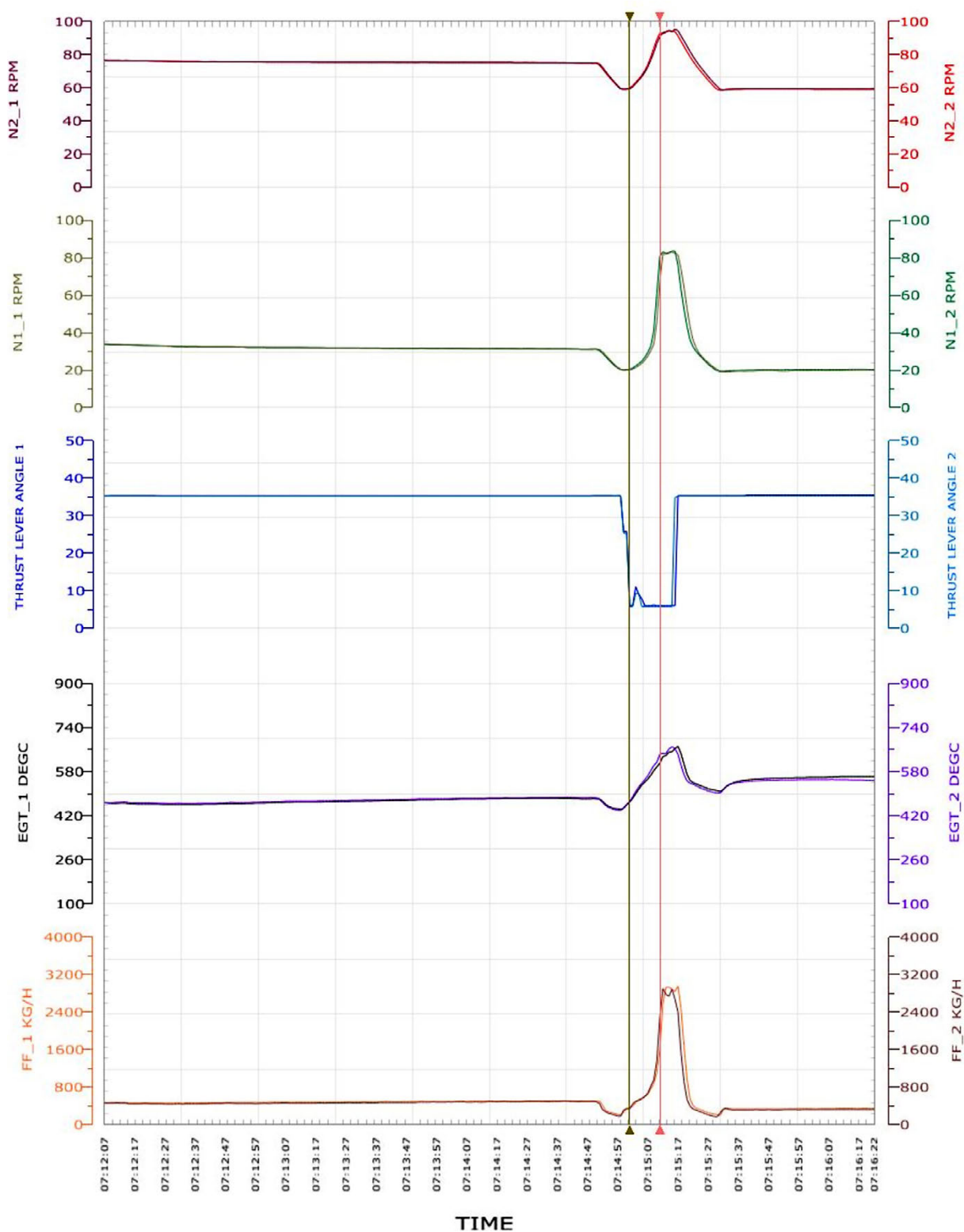
ANEXO B

cabecera 21	07. 14. 31	183 ft	175 KTS
flare	07. 14. 37	55 ft	174 KTS
flap30	07. 14. 40	22 ft	169 KTS
touch down	07. 14. 47	—	157 KTS
A/B disarm	07. 14. 52	—	137 KTS
reversas	07. 15. 00	—	96 KTS
colisión fin pista	07. 15. 07	—	51 KTS
stop	07. 15. 15	—	—



ANEXO C

PARAMETROS DE MOTORES



RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 2 de agosto de 2009; 09:39 h local
Lugar	Aproximación al aeropuerto de Barcelona

AERONAVE

Matrícula	G-CPEM
Tipo y modelo	BOEING 757-236
Explotador	British Airways

Motores

Tipo y modelo	ROLLS ROYCE RB211535E4-B
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	41 años	33 años
Licencia	ATPL	ATPL
Total horas de vuelo	No disponible	5.100 h
Horas de vuelo en el tipo	No disponible	2.300 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			7
Pasajeros			176
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Ninguno
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte público de pasajeros – Regular – Internacional
Fase del vuelo	Aproximación

INFORME

Fecha de aprobación	17 de octubre de 2011
---------------------	------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave G-CPEM Boeing 757-236, con indicativo de vuelo BAW478, operada por la compañía British Airways había despegado del aeropuerto de Londres-Heathrow (Inglaterra) el domingo 2 de agosto de 2009 con destino Barcelona.

Poco después de iniciar el descenso a Barcelona apareció en el EICAS el aviso de estado «STANDBY INVERTER». La tripulación revisó el panel de disyuntores, comprobó que estaba todo bien y se puso en contacto con su personal técnico en Barcelona para requerir una revisión de la aeronave y prevenir cualquier problema en el vuelo de regreso. Aunque en el momento de aparecer el mensaje la tripulación no detectó ninguna anomalía, poco después empezó a notarse un ligero olor acre en cabina de pasaje y en cabina de vuelo, que fue en aumento. La tripulación continuó con la aproximación pendiente de la evolución del olor. A las 09:36 h, ATC autorizó la aproximación ILS a la pista 25R y la tripulación seleccionó el modo automático de captura (armado) del localizador. A partir de este momento la situación se desarrolló rápidamente: el olor acre se hizo más intenso, la tripulación de cabina informó de la presencia de humo en la cabina de pasajeros y en cabina de vuelo se pudo identificar también humo que parecía salir de la izquierda del asiento del comandante.

A las 09:39 h, la tripulación declaró emergencia por humo en cabina tras desplegar las máscaras de oxígeno. La aeronave se encontraba a 4.500 ft, en descenso, a 15 NM al noreste del aeropuerto de Barcelona, en rumbo sur y procediendo al punto de notificación TEBLA. El piloto a los mandos era el copiloto y el comandante se encargó de las comunicaciones, de la emergencia y de los cambios de configuración de la aeronave.

Según la declaración de la tripulación técnica, con la senda capturada, aparecieron 4 o 5 mensajes en el EICAS, entre ellos YAW DAMPER y SPOILERS, de los cuales sólo el de SPOILERS se mantuvo. Apareció el anuncio de LAND 2. El comandante mantuvo el piloto automático lo máximo posible hasta que decidió realizar un aterrizaje manual consciente de que el origen del humo había sido un problema eléctrico y de que las capacidades de la aeronave para el aterrizaje automático podrían no estar aseguradas.

El aterrizaje se realizó por la pista 25R a las 09:44 h y el comandante ordenó la evacuación de la aeronave tras recibir confirmación de que seguía habiendo humo en la cabina de pasaje. Los servicios de extinción de incendios estaban preparados y ayudaron a la evacuación del pasaje que fue trasladado a la terminal y atendido por el

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local.



Figura 1. Trayectoria radar a partir de la declaración de MAYDAY

personal médico del aeropuerto. La puerta 2R de la aeronave se quedó parcialmente abierta y la rampa correspondiente no se desplegó.

Una vez desembarcado el pasaje, los bomberos y un técnico de la compañía accedieron al avión comprobando que había todavía humo. Se desconectaron las baterías, se desmontó el inversor estático y las rampas y el avión fue remolcado hasta un puesto de estacionamiento.

1.2. Lesiones a personas

Las 183 personas a bordo abandonaron la aeronave por siete de las ocho rampas. El pasaje y toda la tripulación fueron trasladados a una sala de embarque de la terminal. Ocho pasajeros recibieron atención médica: tres por crisis de ansiedad, dos por contusiones, dos por dolor de espalda y uno por torcedura en un tobillo que fue trasladado al hospital en una de las dos ambulancias y que fue dado de alta a las pocas horas.

1.3. Daños a la aeronave

Los únicos daños en la aeronave se localizaron en el inversor estático que se extrajo del compartimento delantero de aviónica situado bajo el suelo de la cabina de pilotos. La carcasa exterior presentaba signos de decoloración por fuego así como un olor acre. La apertura del inversor mostró signos evidentes de fuego en algunos de sus componentes (figura 2). El fuego que se había producido en el inversor estático no se había trasladado al resto de equipos.

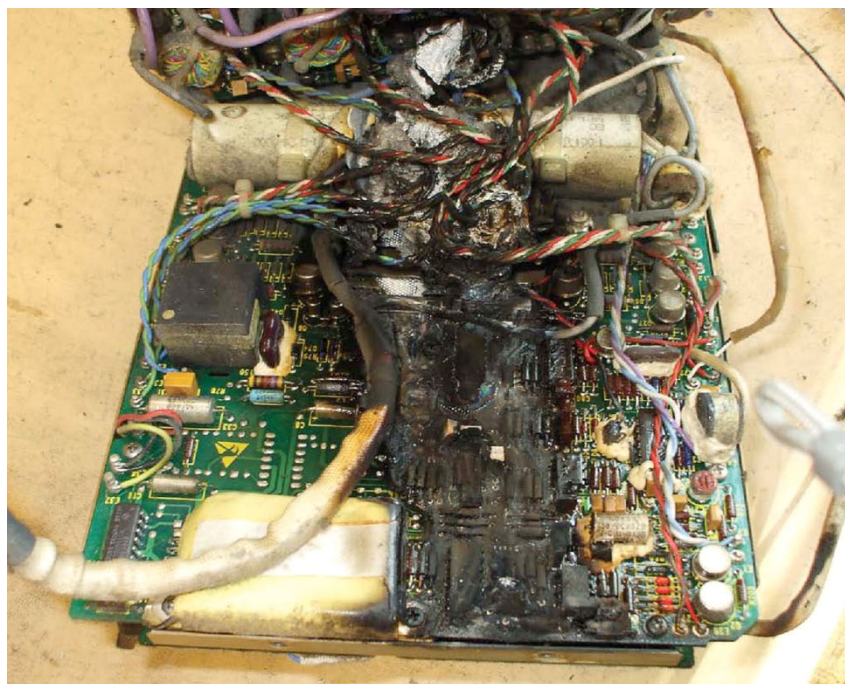


Figura 2. Interior del inversor estático tras el incidente

1.4. Información sobre la aeronave

1.4.1. Información general

La aeronave G-CPEM Boeing 757-236 S/N 28665, fue entregada a British Airways en marzo de 1997 en que comenzó su operación. El inversor estático instalado en la aeronave G-CPEM, P/N 1-002-0102-1000 y S/N CJ000370, había sido fabricado por Avionic Instruments Inc. e instalado en la aeronave en marzo de 1997. En el momento del incidente contaba con 26.012 horas totales y 18.596 ciclos.

1.4.2. Operación y avisos EICAS del inversor estático

El inversor estático (static inverter) es un elemento del sistema eléctrico de reserva del avión y su misión es transformar corriente continua de 28 V de la batería principal en corriente alterna de 115 V para alimentar la barra de reserva de alterna 115V AC STBY BUS. Se encuentra situado en el compartimento delantero de equipos, bajo el suelo de la cabina de pilotos.

Su funcionamiento con carga se produce en las siguientes situaciones:

- En caso de falta de energía en la barra principal izquierda de alterna 115V AC L BUS.
- En caso de realizarse operaciones de categoría III autoland como tercer canal independiente de suministro de energía.

Los valores de voltaje y frecuencia del inversor estático son presentados en el EICAS. En caso de que el voltaje en el inversor estático sea menor de 106 V DC o mayor de 124 V DC aparecerá en el EICAS un mensaje de estado STBY INVERTER.

1.4.3. *Avisos EICAS durante el aterrizaje*

Los avisos que aparecieron en el EICAS durante la aproximación están relacionados con la alimentación a los computadores de piloto automático y a los módulos de control de los spoilers y «yaw damper» por las barras de reserva.

En cuanto al piloto automático, el aviso EICAS de LAND 2 indica la operatividad de dos de los tres computadores de piloto automático. En el caso de operaciones de cat III, cada uno de los tres computadores (izquierdo, central y derecho) está alimentado por las barras izquierdas, de reserva y derecha, respectivamente. En condiciones de no operación en cat III, son las barras derecha e izquierda las que alimentan a los tres computadores.

En cuanto a los spoilers, el aviso EICAS de SPOILERS indica la inoperatividad de alguna pareja de spoilers, que son controlados por 3 módulos de control izquierdos y 3 derechos. Los módulos de control izquierdos son alimentados por las barras de reserva, por lo que un fallo en estas barras dejará inoperativa alguna pareja de spoilers. Este aviso sólo aparece cuando la palanca de spoilers («speed brake handle») se encuentra en una posición distinta de la de replegados («down detent position»).

En cuanto a los «yaw damper», el aviso de (L o R) YAW DAMPER indica un fallo en alguno de los dos módulos de control (izquierdo o derecho). El módulo izquierdo está alimentado por las barras de reserva, por lo que un fallo en estas barras dejará inoperativo este módulo y el otro tomará control de los actuadores.

1.5. Información meteorológica

En el momento de producirse la incidencia había luz diurna y las condiciones meteorológicas eran CAVOK, permitiendo el vuelo visual.

1.6. Información ATC

El registro de comunicaciones mantenidas con ATC mostró la notificación de la emergencia a las 9:39 h utilizando las palabras MAYDAY MAYDAY MAYDAY e informado del humo en cabina. La aeronave estaba procediendo en rumbo sur hacia TEBLA, a 4.500 ft de altitud y en descenso a 2.300 ft.

A las 09:42 h fue transferido con Barcelona TWR que ya estaba informada de la emergencia. La aeronave informó que iba a detenerse y evacuar en pista y que necesitaba servicios de emergencia a su llegada.

1.7. Registradores de vuelo

La aeronave iba equipada con un CVR y un FDR. Los datos del FDR pudieron obtenerse tras el incidente pero el CVR se regrabó.

Los datos del FDR muestran a la aeronave en rumbo 186° antes de la emergencia, después del cual se inició un viraje hasta rumbo 205°, en el que se seleccionó flap 1. Segundos más tarde, la aeronave continuó el viraje hasta interceptar el rumbo de pista a los 2.400 ft, altitud a la que se bajó el tren. A 2.000 ft se seleccionó flap 30. El descenso se produjo a un régimen de poco más de 700 ft/min. La aeronave estaba estabilizada a 1.500 ft.

El piloto automático se desconectó a 300 ft de altitud.

La toma se produjo a las 09:44 h con una velocidad de 130 kt. El avión se deceleró rápidamente y los motores se apagaron a las 09:45 h.

1.8. Supervivencia

La recuperación de las grabaciones de las cámaras de vigilancia del aeropuerto permitió obtener imágenes tanto de la secuencia de evacuación de la aeronave en la pista como del traslado del pasaje a la terminal.

La comunicación de la emergencia se transmitió desde el controlador de aproximación al de TWR, que activó la alarma general, de acuerdo con el Plan de Emergencia del aeropuerto de Barcelona, a las 9:43 h. Los primeros en acudir al avión fueron los bomberos y después el servicio médico, los señaleros, el ejecutivo de servicio del aeropuerto y un técnico de mantenimiento de la compañía.

El avión tomó a las 09:44 h y se detuvo a la altura de las calles de rodaje D-B, donde se realizó la evacuación del pasaje por 7 de las 8 rampas. Antes de iniciarse el despliegue de las rampas, ya se encontraban situados al lado del avión tres vehículos de bomberos: dos delante y uno detrás.

La evacuación de la aeronave se realizó por las 4 rampas del lado izquierdo de la aeronave y tres de las del lado derecho. La grabación de la evacuación mostró que la puerta 2R, situada delante del plano derecho, no se abrió completamente y la rampa no se desplegó. La puerta inició el proceso de apertura pero no se completó. Después

de finalizar la evacuación, uno de los bomberos que accedieron al avión empujó la puerta, ésta terminó de abrirse y la rampa se desplegó correctamente.

Tras el aterrizaje de la aeronave se cerró la pista 25R y se cambió la configuración a la 25L. La pista permaneció cerrada hasta las 10:55 h en que volvió a estar operativa tras una revisión por los señaleros.

La salida del pasaje se produjo por ambos lados de la aeronave y fueron redireccionados hacia dos zonas: una en la zona izquierda delantera de la aeronave y otra en la zona trasera derecha de la aeronave donde fueron recogidos por las jardineras pocos minutos después. La sala de ilesos definida en el plan de emergencia del aeropuerto estaba ocupada por pasajeros correspondientes a cuatro vuelos. El aeropuerto valoró que el desalojo de la sala de ilesos iba a llevar mucho tiempo por lo que decidió trasladar a los pasajeros evacuados a la sala de embarque número 57 de la terminal 2. En esta sala se encontraban en espera pasajeros de un vuelo programado para una hora más tarde. Las grabaciones de las cámaras de vigilancia de dicha sala de embarque mostraron que el pasaje se mezcló con el resto de pasajeros en espera, que no pudieron sentarse y que el tratamiento médico y de información se dio en estas condiciones.

La desactivación de la alarma en el aeropuerto se produjo a las 10:28. Se desmontaron las rampas y las 10:45 h la aeronave se remolcó hasta la posición 65.

A las 11:00 h, se trasladó a los pasajeros al avión para recoger sus pertenencias, excepto el pasajero que sufrió una torcedura de tobillo que fue trasladado al hospital.



Figura 3. Imágenes de la evacuación de las cámaras de vigilancia del aeropuerto

1.9. Ensayos e investigación

1.9.1. Inspección del inversor estático

Se realizó una evaluación de los daños en el inversor estático. Los resultados fueron que la localización y extensión de los daños respondían a un problema de calentamiento en uno de los resistores del inversor, el R170.

El proceso comienza con el deterioro de este resistor y un sobrecalentamiento del mismo. Este sobrecalentamiento se traslada primero al condensador que se encuentra al lado del resistor y en un estado de desarrollo mayor del fuego, éste afecta también a los condensadores cercanos. La combustión de estas unidades puede mantenerse durante un periodo de tiempo y puede llegar a provocar humo en la cabina de vuelo y de pilotos.

De acuerdo con la información proporcionada por el fabricante, el inversor estático está funcionando durante toda la operación de vuelo y, aunque no opere con carga, ciertos componentes electrónicos, como el resistor R170, alcanzan el mismo nivel de temperatura que si lo estuviesen haciendo.

1.9.2. *Antecedentes de calentamiento del inversor estático*

El calentamiento excesivo del inversor estático en las flotas B737, B747, B757, B767 y B777, era conocido desde 1995. Boeing y la FAA emitieron Boletines de Servicio y NPRM («Notice of Propose Rulemaking»), respectivamente, sobre este problema.

Finalmente, en diciembre de 2009, la FAA emitió una directiva de aeronavegabilidad (2009-26-03) con entrada en vigor el 1 de febrero de 2010. La directiva requería la sustitución del resistor R170 por uno nuevo y un cambio de ubicación del mismo en el inversor para evitar, en primer lugar, el sobrecalentamiento del resistor y, en segundo lugar, la transmisión de calor a elementos adyacentes dentro del resistor (los capacitadores C50 y C51). Para los Boeing 757, este cambio se debía realizar dentro de los 42 meses siguientes a la entrada en vigor de la AD, es decir antes del 1 de febrero de 2012.

El operador había tenido un caso previo, en el cual antes de iniciarse el vuelo se detectó un olor a quemado y el mismo mensaje de STBY INVERTER. En este caso no se produjo humo en cabina y se cambió el inversor. La documentación del operador y de la FAA reconocía la existencia de otro caso en el que después del arranque de los motores de un 757, se produjo humo en cabina por fuego en un inversor estático que llevó a una evacuación del pasaje.

1.9.3. *Inspección del mecanismo de apertura de la puerta*

Cada puerta y salida de emergencia tiene instalada una rampa neumática que se infla automáticamente (en caso de estar armada) cuando la puerta se abre desde el interior. Cuando la puerta se abre desde el exterior, la rampa se desarma automáticamente. La puerta tiene un sistema neumático de ayuda a la apertura completa de la misma, de tal manera que con el primer movimiento, se activa este sistema de ayuda y según la puerta gira, la rampa se despliega. En el caso de que el mecanismo de ayuda a la

apertura falle, la puerta puede abrirse, aunque es necesario un esfuerzo físico mucho mayor.

El sistema de ayuda de apertura de la puerta consiste en un actuador neumático al que le llega presión neumática de un depósito. La presión del depósito es liberada cuando se perfora un diafragma («frangible disc») en el depósito. La perforación de ese diafragma se produce mediante un mecanismo de activación («trigger mechanism») que empieza a actuar, a través de un cable unido a la puerta, y se empieza a abrir desde dentro.

Cuando el avión regresó a Londres, el operador realizó una inspección del sistema de ayuda de apertura de la puerta. La puerta no presentaba signos de agarrotamiento o de cualquier otra condición que hubiese impedido su apertura física. El mecanismo de armado y desarmado de la puerta funcionaba correctamente. Se revisó el ajuste del cable que transmite el movimiento de apertura de la puerta al mecanismo de activación y no se encontró ningún defecto. Las pruebas de ajuste y funcionamiento del mecanismo de activación dieron resultados adecuados. La inspección del depósito de neumático y del diafragma indicaban que si bien el diafragma había sido perforado, no se había producido nada o muy poco escape de gas desde el depósito hacia el actuador. La inspección posterior del depósito no indicó anomalías en los sellos que pudieran haber justificado un escape de gas, por lo que se ha considerado como causa más probable un defecto en el diafragma. La investigación no ha podido discernir si la causa de la pérdida de neumático a través del diafragma fue originada por un problema en el ajuste del diafragma al depósito o por un defecto del diafragma.

1.9.4. *Declaración de la tripulación técnica*

Después de armar el localizador, la tripulación advirtió que había humo en la consola de vuelo. Después de que el sobrecargo confirmó que en la cabina de pasajeros había también humo y a pesar de que situación en cabina de pilotos no era crítica, decidieron utilizar las máscaras de oxígeno de forma preventiva. El primero en ponérselas fue el copiloto y después el comandante. No sentían incomodidad en los ojos por lo que decidieron no ponerse las gafas. Su prioridad principal era aterrizar lo antes posible, teniendo en cuenta que la presencia de humo aumentaba. La utilización de la máscara les era incómoda y aumentaba la carga de trabajo. Conscientemente decidieron no aplicar la lista de Smoke, Fire or Fumes.

El copiloto se centró en volar la aeronave y evitar cualquier distracción y el comandante se encargó de las comunicaciones con ATC, con la tripulación de cabina, de la emergencia y de los cambios de configuración de la aeronave. El comandante desconectó el piloto automático, que había mantenido en caso de que la presencia de humo aumentara. La desconexión fue debida a que era consciente de que el problema que habían tenido había sido de origen eléctrico y que las capacidades de la aeronave podían no estar aseguradas.

1.9.5. *Declaración de la tripulación de cabina de pasajeros*

Los primeros indicios se percibieron en la fila 16, en la que había un olor a fuego eléctrico que aumentaba hacia la cabina de pilotos. La señal de cinturones estaba encendida. El sobrecargo inició una serie de comunicaciones con el comandante sobre la presencia del humo, quien le transmitió la posible necesidad de una evacuación y que comunicara la situación al resto de TCP. El sobrecargo hizo el briefing con el resto de TCP durante la aproximación, utilizando el interfono. Una vez en tierra, el comandante contactó con el sobrecargo para preguntarle por el estado de la situación. El sobrecargo le informó de que seguía apareciendo humo en la cabina de pasaje a lo que el comandante le comunicó que iniciarían la evacuación.

La TCP de la puerta 2R declaró que la manivela de apertura de la puerta estaba muy dura y que pensó que había fallado el sistema de ayuda a la apertura de la puerta. Abrió la puerta pero no del todo y la rampa no se armó por lo que protegió esa puerta redireccionando a los pasajeros a ambos lados de la cabina.

1.10. Información adicional

1.10.1. *La sala de ilesos*

La necesidad de una sala en los aeropuertos, denominada «sala de ilesos», destinada a los pasajeros que han resultado ilesos o aparentemente ilesos de una evacuación, está definida en el Manual de Servicios de Aeropuertos, Doc. 9137-AN898, Parte 7 Planificación de Emergencia en los Aeropuertos de OACI. Tiene como objetivo alejar del lugar de la emergencia a los ilesos o heridos leves, darles un trato adecuado e impedir que interfieran en los trabajos de atención de la emergencia. Sobre su utilización para otras actividades, el apartado 9.4.12 de dicho Manual dice que la sala de ilesos «debería estar disponible».

En España, las salas de ilesos se definen en los Planes de Emergencia, que forman parte de los planes de autoprotección, regulados por el RD 393/2007 Norma Básica de Autoprotección de los centros, establecimientos y dependencias, dedicados a actividades que puedan dar origen a situaciones de emergencia. En los planes de autoprotección de los aeropuertos intervienen los siguientes órganos:

- AENA: Elabora el Plan de Autoprotección.
- AESA: Recibe el Plan de Autoprotección, vela por el cumplimiento de las obligaciones en materia de autoprotección y ejerce la inspección y control de la autoprotección.
- Dirección General de Protección Civil y Emergencias del Ministerio del Interior: realiza la información previa.

Por último, el RD 862/2009 de Certificación de los aeropuertos de competencia del Estado, establece que AESA realizará inspecciones a los aeropuertos para su certificación

y dentro de los aspectos a inspeccionar se encuentra el Plan de Emergencia del Aeropuerto.

1.10.2. *Acciones tomadas por el operador*

Con fecha de septiembre de 2009, y como consecuencia de la investigación interna que realizó sobre el incidente, el operador tomó, las siguientes acciones de mejora:

- Introducir el boletín de servicio (en ese momento no se había emitido la Directiva de Aeronavegabilidad correspondiente) que modificaba el inversor estático en toda la flota de Boeing, con prioridad en los 757.
- Revisión de las políticas y toma de conciencia de los pilotos sobre la iniciación de los procedimientos QRH (manual de referencia rápida).
- Recordatorio a los tripulantes de cabina sobre el gran esfuerzo físico necesario para abrir una puerta en caso de fallo del sistema de ayuda de apertura de la puerta.
- Preservación de la información del CVR en caso de incidentes graves.

2. ANÁLISIS

2.1. Aspectos técnicos

2.1.1. *Fuego en el inversor estático*

La aeronave Boeing 757-236 G-CPEM, durante la aproximación a su aeropuerto de destino, sufrió el incendio del inversor estático P/N 1-002-0102-1000 y S/N CJ000370, fabricado por Avionic Instruments Inc. Este elemento, perteneciente al sistema eléctrico de reserva, tenía un problema por el cual uno de sus resistores, el R-170, alcanzó una temperatura superior a la de diseño y cuya ubicación hizo que esa sobretemperatura afectara a los condensadores adyacentes produciendo fuego en los mismos. La ubicación del inversor, en el compartimento de aviónica, produjo humo y olor a fuego eléctrico en la aeronave.

Tanto la extensión de los daños (el fuego sólo afectó al inversor) como los efectos en la cabina concuerdan con los descritos en casos anteriores.

Si bien el inversor estático es un elemento que funciona con alta carga en condiciones de operación «no normales» (cat III autoland y fallo en la barra principal de alterna), es un elemento que está operativo durante todo el vuelo. Esto hace que ciertos componentes del mismo, como es el caso del resistor R-170, se calienten como si estuviesen trabajando con carga y hagan que el problema de calentamiento pueda estar presente en cualquier fase del vuelo. Este fue el caso de la aeronave G-CPEM en el que, aunque el inversor estático no estaba trabajando con carga sufrió el problema del sobrecalentamiento y fuego posterior.

Este problema era conocido por el fabricante y la autoridad y había sido objeto de boletines de servicio de Boeing y NPRM de la FAA, que finalizaron con la emisión de una AD a finales de 2009 para sustituir el resistor y cambiar la ubicación del mismo dentro del inversor. Se considera, por lo tanto, que esta Directiva cumple con la necesidad de solucionar el problema existente con el inversor estático.

El aviso de STANDBY INVERTER en el EICAS fue coherente con el problema de inoperatividad del inversor. Los avisos subsiguientes descritos por la tripulación (YAW DAMPER, SPOILERS y LAND 2) se consideran coherentes con la inoperatividad del sistema de reserva de corriente alterna tras el fallo en el inversor estático. La fase de aparición de los avisos en el EICAS concuerda con la lógica de activación de dichas fases: posición de la palanca de spoilers y de la selección de la fase de aproximación.

2.1.2. *Fallo de apertura de la puerta 2R*

El mecanismo de ayuda a la apertura de la puerta 2R falló durante la evacuación de la aeronave, aunque la manipulación posterior por parte de un bombero demostró que era posible su apertura aunque con un mayor esfuerzo físico.

En cuanto a la rampa se descarta cualquier problema de instalación o funcionamiento ya que se desplegó adecuadamente cuando el bombero terminó de abrir la puerta. Las inspecciones realizadas al mecanismo de ayuda a la apertura de la puerta indicaron que hubo muy poco flujo de gas tras la ruptura del diafragma desde el depósito al actuador, y que fue insuficiente como para vencer la inercia y resistencia de la puerta durante la secuencia de apertura. No se ha podido determinar con exactitud la causa de la falta de fluido neumático en el depósito aunque, por eliminación del resto de elementos, se apunta a un problema relacionado con el diafragma.

Una vez que el sistema de ayuda de apertura de la puerta falló, la resistencia física necesaria para su apertura fue mucho mayor haciendo que la tripulante de cabina fuese incapaz de completar su apertura.

2.2. Aspectos operacionales

Desde el momento en que la tripulación declaró emergencia hasta el aterrizaje transcurrieron 5 minutos. La prioridad de la tripulación se centró en aterrizar lo antes posible pero de forma segura. El copiloto se centró en el vuelo y en hacer una aproximación estable como medida para asegurar un aterrizaje al primer intento y evitar una maniobra frustrada. Como prueba de ello, a 1.500 ft la aeronave ya estaba estabilizada.

La utilización del piloto automático se considera una práctica adecuada y recomendada debido a que disminuye la carga de trabajo de la tripulación y que, en caso de que el

humo en cabina hubiese hecho imposible ver los instrumentos, habría sido de mucha ayuda. La desconexión de este automatismo a 300 ft por parte del comandante fue consciente y deliberada, y consecuencia de un análisis sobre el origen eléctrico de la emergencia. En cuanto a la lista de Smoke, Fire or Fumes, deliberadamente no se ejecutó. La proximidad al campo y la cantidad de humo en cabina se consideran elementos que pudieran justificar la decisión del comandante de no iniciar este procedimiento. El hecho de que no llevaran gafas indica que la cantidad de humo no era extrema y, en un principio, el despliegue de las máscaras fue una medida más preventiva que necesaria, pero adecuada. Esto indica que la acción de no ejecutar el procedimiento fue un riesgo que asumió el comandante de forma consciente y asumida.

La notificación de la emergencia fue concisa y clara. La tripulación utilizó la terminología estándar MAYDAY MAYDAY MAYDAY, informó sobre la naturaleza de la emergencia, sobre las intenciones de evacuación y solicitó la asistencia de equipos de tierra. Por su parte, la dependencia de control de aproximación en la que se notificó la emergencia transmitió a la dependencia colateral la emergencia. El tratamiento por parte de ATC fue adecuado dando prioridad absoluta a la aeronave G-CPEM y facilitándole una trayectoria lo más directa hasta el aeropuerto. La activación de la emergencia en el aeropuerto por parte de ATC funcionó adecuadamente y en el momento del aterrizaje de la aeronave, tres vehículos de bomberos se encontraban esperando.

Las decisiones del comandante de detener la aeronave en la pista, comprobar el estado de humo en la cabina y evacuar se consideran adecuadas. La evacuación se hizo rápidamente y la acción de la TCP de la puerta 2R de proteger la puerta y redireccionar al pasaje hacia otras puertas se considera acertada. Los TCP estaban informados sobre la situación y la posible evacuación por lo que estaban preparados para ello.

La actuación y coordinación de los servicios aeroportuarios fue rápida. Los bomberos estaban esperando la llegada de la aeronave. Ayudaron a la salida del pasaje por las rampas y redireccionaron a los pasajeros hacia dos zonas. El humo estaba únicamente presente en la cabina y no se extendía fuera de la aeronave, por lo que las zonas delantera izquierda y trasera derecha, no presentaban riesgos para los pasajeros. Las jardineras llegaron en pocos minutos y recogieron al pasaje inmediatamente.

2.3. Atención al pasaje tras la evacuación

El pasaje fue trasladado a una sala de embarque del aeropuerto que estaba siendo utilizada en operación normal para el embarque de pasajeros que iban a salir una hora después. La llegada de los 176 pasajeros de la aeronave G-CPEM llenó la sala de embarque. Los pasajeros evacuados no pudieron tomar asiento y no pudieron mantenerse separados del resto. La mayoría estuvieron de pie y la asistencia médica que

recibieron algunos de ellos se realizó en esa misma sala, en presencia de personas no pertenecientes a ese vuelo.

El suministro de información al pasaje y hasta la propia identificación se hacen más difíciles cuando el pasaje no está en una sala única y exclusiva. Además el hecho de mezclar pasaje proveniente de una evacuación con otros pasajeros puede transmitir o crear cierto miedo o inseguridad al resto de pasajeros en espera. Si bien la evacuación había sido normal, rápida y sin incidencias, no se considera como una práctica recomendada mezclar al pasaje con pasajeros de otros vuelos.

Para evitar todos estos inconvenientes, los planes de emergencia definen salas de ilesos destinadas a dar cuidados adecuados a las personas que han sufrido una emergencia. El aeropuerto de Barcelona tenía definida una sala de ilesos donde debería haberse llevado al pasaje, pero como la normativa de OACI no obliga a que estas salas se mantengan vacías, en el momento de necesitarse no estaba disponible. Por este motivo, se emite una recomendación de seguridad sobre la necesidad de que las salas de ilesos estén disponibles siempre y no se destinen a otros usos aeroportuarios.

3. CONCLUSIONES

3.1. Conclusiones

Aspectos técnicos

- El inversor estático se quemó como consecuencia de un sobrecalentamiento del resistor R-170.
- El fuego en el inversor estático produjo humo y olor en cabina de pilotos y cabina de pasaje.
- El problema del inversor estático era conocido por el fabricante y objeto de boletines de servicio y una directiva de aeronavegabilidad.
- El mecanismo de ayuda a la apertura de la puerta 2R falló durante la evacuación.
- La puerta 2R, que se había quedado parcialmente abierta durante la evacuación, fue empujada por un bombero y la rampa se desplegó correctamente.
- La inspección del sistema de apertura indicaba que el mecanismo de activación había funcionado correctamente pero había habido una insuficiente descarga de neumático desde el depósito hasta el actuador, sugiriendo una pérdida de neumático.
- No se ha podido determinar la causa de la pérdida de neumático.

Aspectos de la operación

- La aeronave estaba estabilizada a 1.500 ft.
- La tripulación declaró emergencia utilizando las palabras MAYDAY.
- La evacuación de la aeronave se realizó en la pista 25R.

Aspectos del aeropuerto

- Los servicios aeroportuarios estaban avisados y preparados para la emergencia.
- La sala de ilesos estaba ocupada.
- En la asistencia tras el incidente, el pasaje se mezcló con pasajeros de otros vuelos en una sala de embarque.

3.2. Causas

La causa del incidente ocurrido a la aeronave Boeing 757 G-CPEM fue un incendio en el inversor estático debido a una temperatura excesiva alcanzada en uno de sus componentes, el resistor R-170, que afectó a los condensadores adyacentes. El fuego de este elemento generó humo en cabina que llevó a la tripulación a realizar una evacuación de emergencia. El fuego fue contenido en el inversor estático y no se extendió ni afectó a ningún otro equipo.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

La atención a los pasajeros después de una evacuación es un aspecto de especial sensibilidad y que está contemplado por parte de la OACI requiriendo la asignación de una zona específicamente para su tratamiento y estabilización. Aunque la OACI indica que dichas salas de ilesos deberían estar disponibles, no obliga a ello, por lo que habitualmente la falta de espacio en los aeropuertos trae consigo que las salas de ilesos se utilicen para otros fines aeroportuarios. Esto puede llevar a situaciones en las que el desalojo de la sala de ilesos requiera demasiado tiempo y a los pasajeros evacuados se les tenga que mezclar con otros pasajeros, o llevarlos a zonas donde no haya servicios adecuados para su atención.

Por eso, se emiten las siguientes recomendaciones de seguridad:

REC 54/11. Se recomienda a AENA, como responsable de la elaboración de los planes de autoprotección, que:

Considere el criterio de que las salas de ilesos se mantengan en todo momento reservadas de la operatividad del aeropuerto para asegurar su disponibilidad inmediata en caso de una emergencia. En caso de no poder reservarse dicha sala para este fin, se desarrollarán y definirán procedimientos y decisiones tácticas para liberar dichas salas en tiempos reducidos, estimando el tiempo necesario para llevarse a cabo según el uso al que se destine dicha sala.

REC 55/11. Se recomienda a AESA, como responsable de la certificación de los aeropuertos y como órgano que recibe los planes de autoprotección y vela, inspecciona y controla el cumplimiento de los criterios de autoprotección, que:

Considere como criterio aceptable de cumplimiento a efectos de certificación y de inspección y control de los planes de emergencia de los aeropuertos que las salas de ilesos se mantengan en todo momento reservadas de la operatividad del aeropuerto para asegurar su disponibilidad inmediata en caso de una emergencia. En caso de no poder reservarse dicha sala para este fin, se desarrollarán y definirán procedimientos y decisiones tácticas para liberar dichas salas en tiempos reducidos, estimando el tiempo necesario para llevarse a cabo según el uso al que se destine dicha sala.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 30 de enero de 2010; 09:25 h UTC¹
Lugar	Aeropuerto de Málaga (LEMG)

AERONAVE

Matrícula	EC-IJI
Tipo y modelo	PIPER PA-28-R 200 «Cherokee Arrow II»
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-360-C1C
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	35 años
Licencia	CPL(A)
Total horas de vuelo	1.911:35 h
Horas de vuelo en el tipo	758:83 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Vuelo de posicionamiento
Fase del vuelo	Aproximación

INFORME

Fecha de aprobación	17 de octubre de 2011
---------------------	------------------------------

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora UTC salvo que se especifique expresamente lo contrario. Para obtener la hora local es necesario sumar 1 hora a la hora UTC.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El día 30 de enero de 2010 la aeronave Piper PA-28R-200 «Cherokee Arrow II» matrícula EC-IJI, de la compañía GAMISA AVIACIÓN, despegó del aeropuerto de Málaga (LEMG) con destino al aeródromo de Casarrubios (LEMT) con el objeto de realizar la revisión de la aeronave necesaria para la renovación del Certificado de Aeronavegabilidad. A bordo iban el piloto y un pasajero.

La aeronave despegó a las 08:15 horas con indicativo de vuelo GMJ-11 y volaba detrás de una aeronave de la misma compañía (indicativo GMJ-01) que se disponía a hacer el mismo trayecto. Minutos más tarde, cuando se encontraban cerca del punto N del CTR² de Málaga, ambas aeronaves decidieron regresar, debido a condiciones meteorológicas adversas.

Durante la fase de aproximación el piloto se dio cuenta de que el tren de aterrizaje no había bloqueado totalmente e informó a la torre de control, procediendo a realizar un «motor y al aire». Tras realizar varias pasadas cerca de la torre varios controladores informaron al piloto de que la pata del tren delantero estaba completamente retraída y las patas del tren principal se encontraban entre 30° y 45° de su recorrido total. El piloto decidió entonces dirigirse al punto E1 del CTR donde procedió a realizar el



Figura 1. Fotografía de la aeronave tras el accidente

² Zona de Control del espacio aéreo centrado en el aeropuerto para facilitar la entrada/salida del tráfico (véase Anexo A).

procedimiento de despliegue del tren en emergencia. Tras varios intentos fallidos decidió permanecer en vuelo para consumir combustible y finalmente, tras declarar emergencia a la torre de control, efectuó el aterrizaje en la pista de rodadura aceptando esta propuesta sugerida por el servicio de control.

El piloto y el pasajero resultaron ilesos. La aeronave sufrió daños en la parte inferior del fuselaje, compuertas de tren y puntas de las hélices.

1.2. Información personal

El piloto, de nacionalidad española, tenía licencia de piloto comercial de avión (CPL(A)) emitida por la Dirección General de Aviación Civil de España (actualmente AESA), válida y en vigor, y contaba con las habilitaciones de SEP, MEP, IR(A) y FI(A)³ válidas en vigor.

El certificado médico de clase 1 y 2 JAR-FCL también era válido y en estaba en vigor.

En cuanto a la experiencia en vuelo, el piloto tenía un total de 1.911,35 h de vuelo en el momento del incidente de las cuales 758,83 h eran en el tipo. Del total de estas horas habían sido realizadas como piloto al mando 214 h en VFR, 227 h en IFR y 277,83 h como instructor en VFR.

El piloto también tenía experiencia con otro tipo de aeronaves monomotor como la PA-38-112, PA-28-181, PA-8-201T, CESSNA 172, CESSNA 177, YAK-52 y bimotor como la P-68C Y PA-34T.

1.3. Información de la aeronave

La aeronave Piper PA-28R-200 de matrícula EC-IJI con S/N 28R-7335013 es una aeronave monomotor de plano bajo y tren triciclo retráctil con capacidad para cuatro plazas. Está equipada de un motor TCM modelo IO-550-N (S/N 689121) con 310 HP y una hélice Hartzell modelo PHC-J3YF-1RF/F7491D1 (S/N FP4647B).

La documentación de la aeronave constaba de los siguientes documentos:

- Certificado de matrícula con fecha de emisión de 21 de febrero de 2003.
- Certificado de aeronavegabilidad con validez hasta el 24 de enero de 2010.
- Prórroga al Certificado de Aeronavegabilidad y Licencia de Estación de Aeronave válida hasta el 24 de febrero de 2010 emitida por la Dirección de Seguridad de Aeronaves de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (en adelante AESA).

³ SEP: «Single Engine Piston» (Habilitación para aeronave monomotor).

MEP: «Multi Engine Piston» (Habilitación para aeronave polimotor).

IR(A): Habilitación para vuelo instrumental.

FI(A): Habilitación de Instructor de vuelo.

- Certificado de Licencia de Estación de Aeronave.
- Certificado del Seguro en el que se contemplaba el uso de la aeronave para club, escuela, alquiler (para uso privado) y vuelos turísticos para miembros del club, válido hasta el 3 de enero de 2011.
- Programa de Mantenimiento de la aeronave y aprobación del Programa de Mantenimiento por AESA en la cual se establecía como Organización CAMO⁴ al Centro de Mantenimiento JAR-145-DGAC-E-113 SINMA AVIACION.

1.3.1. Información sobre sistemas de la aeronave

A continuación se presenta la información relativa a la estructura, funcionamiento y tareas de mantenimiento aplicables al tren de aterrizaje, así como los procedimientos necesarios a realizar para lograr la extensión de éste ya sea en modo normal o manual (en emergencia).

1.3.1.1. Estructura y funcionamiento del tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje, de tipo retráctil, es operado hidráulicamente por una bomba eléctrica reversible. En el panel de instrumentos, a la izquierda del cuadrante de control, existe una palanca de actuación de tren que selecciona éste en posición ARRIBA (UP) o abajo (DOWN). Las diferentes posiciones del tren se indican a través de tres luces verdes situadas debajo de la palanca de actuación del tren para la posición de «tren abajo y bloqueado». Existe una luz amarilla situada en la parte superior del panel de instrumentos para la posición de «tren en tránsito» ya sea arriba o abajo. No existe una luz que indique que el tren está replegado totalmente, exceptuando que todas las anteriores estén apagadas (véase figura 2).



Figura 2. Foto de la palanca de tren con las luces asociadas

En cada una de las patas del tren existe un interruptor (SWITCH) que en la posición de pata abajo y bloqueada hace que se encienda la luz verde correspondiente a esa pata del tren. La activación de los tres interruptores hace

⁴ CAMO- Organización de gestión de aeronavegabilidad continuada.

que la bomba eléctrica deje de operar. Si las luces de los instrumentos (PANEL LIGHT) están encendidas, las de tren pueden atenuarse. Por otro lado, cuando el tren está retrayéndose y los interruptores anteriormente mencionados dejan de actuar, la luz amarilla de tren en tránsito se ilumina. Esta luz no se apagará hasta que el tren esté arriba y los interruptores accionados.

Situado a la izquierda de la luz amarilla existe una luz roja (véase figura 3) de aviso que opera a la vez que un aviso acústico y que tiene doble propósito: para avisar cuando la potencia se reduce por debajo de aproximadamente 14 pulgadas (inches) de presión de admisión y el tren de aterrizaje no está abajo y bloqueado, y por otro lado, para alertar de que la palanca de tren está en posición arriba cuando el avión está en tierra o la velocidad es menor que la requerida para cerrar la válvula hidráulica y el interruptor de la bomba del «backup gear extender unit» (BGE) (véase apartado 1.3.3).



Figura 3. Foto de las luces de tren en tránsito (amarilla) y de posición de tren inseguro (roja)

Cada pata es retraída y desplegada por un único cilindro hidráulico. Mientras la pata se va replegando las compuertas van acompañándola a través de una conexión mecánica. Las patas se mantienen replegadas por presión hidráulica del cilindro. No hay ganchos que sujeten las patas y la pérdida de presión hidráulica permitiría que el tren bajase. Es preferible que el tren se despliegue y repliegue utilizando la palanca de actuación del tren; sin embargo, en caso de pérdida de hidráulico o fallo eléctrico, se puede desplegar empujando hacia abajo la palanca de **extensión en emergencia** situada entre los asientos de los pilotos, o actuando el **BGE** (se podría desplegar sólo si la velocidad cayera por debajo de aproximadamente 105 mph (90 kt) y sin potencia aplicada. En ese instante la válvula hidráulica del BGE se abre para permitir liberar la presión hidráulica).

1.3.1.2. Estructura del sistema de extensión en emergencia (BGE)

El sistema de extensión de tren en emergencia fue diseñado como un dispositivo de seguridad para ayudar a evitar el aterrizaje con el tren de aterrizaje replegado de forma

inadvertida o la prematura retracción del tren durante el despegue. Operándolo y manteniéndolo correctamente, el sistema extiende automáticamente el tren cuando la velocidad y potencia alcanzan un determinado valor y también ayuda a evitar que el tren sea replegado antes de una velocidad y con una potencia determinada.

Tal y como se describe en Manual de Operación del Piloto, este sistema se controla por diferencia de presión de aire a través de un diafragma que está unido mecánicamente a una válvula eléctrica y a un interruptor eléctrico que hace actuar a la bomba eléctrica-hidráulica. El sistema que proporciona la información de presión estática y de impacto a este diafragma está situado en la parte izquierda del fuselaje sobre el ala (véase figura 4). Cualquier obstrucción de los orificios podría provocar que el tren se despegara.

La palanca de extensión en emergencia cuando está instalado el BGE puede estar en 3 posiciones: OVERRIDE (sistema BGE desactivado), AUTO (sistema BGE activado) y EMERGENCIA (sistema de despliegue por gravedad).

Cuando esta palanca está en la posición más elevada, el sistema se anula y la posición del tren se controla sólo por la palanca de tren, independientemente de las combinaciones de potencia/velocidad. Existe un pasador que bloquea el recorrido de la palanca para mantener la palanca en la posición de anulación del sistema (OVERRIDE), por lo que para anular del sistema hay que tirar de la palanca hacia arriba e introducir el pasador. Al tener este sistema desactivado, la luz de aviso de sistema anulado (situada bajo la palanca de actuación de tren) se ilumina en amarillo intermitentemente. El pasador está cargado con un muelle para ayudar a desbloquear el sistema, por lo que al tirar de la palanca y soltar el muelle vuelve a su posición y la luz deja de parpadear. El sistema debe ser bloqueado también cuando se entrenan pérdidas con el tren replegado.

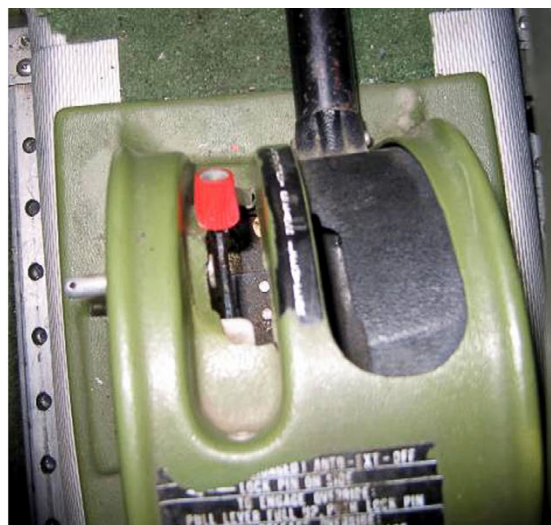


Figura 4. Detalle del tubo pitot/estática que proporciona información del BGE y palanca de extensión en emergencia.

Cuando este sistema se usa para realizar la extensión del tren en emergencia, la palanca libera presión hidráulica para permitir que el tren caiga por gravedad. Según el Manual de Operación del Piloto, *la palanca debe ser mantenida abajo para la extensión en emergencia.*

En relación con este sistema existe una Service Letter⁵ (Carta de Servicio) n.º 810 en la cual el fabricante da pautas para cambiar el diafragma del BGE como principal causa del funcionamiento defectuoso de este sistema.

Por otro lado, ante la aparición de casos en los que el no funcionamiento de este sistema habría contribuido a la aparición de ciertos accidentes el fabricante emitió un Boletín de Servicio en el que se requería la eliminación de este sistema (SB866A)⁶.

1.3.1.3. Procedimiento de extensión de tren en emergencia

De acuerdo a los Procedimientos de Emergencia del Manual de Operación del Piloto para la extensión del tren en emergencia habría que seguir los siguientes pasos:

1. Interruptor Master – Comprobar On.
2. Disyuntores – Comprobar.
3. Luces de panel – Off (de día).
4. Luces indicadoras de tren – Comprobar.

Si el tren no acaba en posición de abajo y bloqueado:

5. Reducir velocidad por debajo de 100 mph.
6. Mover el selector de tren a la posición de «tren abajo».
7. Si el tren no queda bloqueado en una aeronave equipada con el BGE (backup gear extender), subir la palanca de tren en emergencia a la posición de «Override Engaged».
8. Si el tren sigue fallando en el bloqueo, mover y **mantener**⁷ la palanca de tren en emergencia a la posición de «Emergency Down».
9. Si el tren sigue fallando en el bloqueo guñar la aeronave bruscamente de lado a lado con el timón de dirección.

NOTA

Si la energía eléctrica se ha perdido, el tren de aterrizaje debe ser desplegado utilizando los procedimientos de emergencia anteriormente descritos. Las luces indicadoras de posición de tren no estarán operativas.

⁵ Las Cartas de Servicio se definen por el fabricante como información relativa a mejoras del producto o servicio para la aeronave.

⁶ Hay que hacer notar que aunque el fabricante considera obligatoria la aplicación de los Boletines de Servicio por ser de especial importancia, éstos no son de obligado cumplimiento al no tratarse de Directiva de Aeronavegabilidad.

⁷ Esta expresión viene reflejada en la revisión del Manual de Vuelo de la Aeronave de febrero de 2005. En la edición de julio de 1973 utilizada por el propietario no venía esta apreciación de mantener la palanca pulsada

1.3.1.4. Revisión tras daños por inundación, inmersión en agua

Unas semanas antes del incidente hubo tormentas en la zona que inundaron la plataforma de aviación general del aeropuerto de Málaga. La aeronave estuvo estacionada en la zona afectada y al menos sus patas estuvieron cubiertas de agua hasta casi la base de la célula según fotografías aportadas por el propietario.

De acuerdo al Manual de Mantenimiento existen una serie de inspecciones de mantenimiento no programadas entre las cuales se encuentra la inspección por daños por inundación o inmersión en el agua. Según este apartado se deberían realizar las siguientes acciones entre otras:

Determinar el nivel de agua en la aeronave. Determinar qué componentes operativos y/o eléctricos han estado expuestos al agua.

Si los siguientes componentes (se muestran únicamente las relacionadas con el incidente en cuestión) estuvieron sumergidos, inspecciónelos detalladamente para determinar el alcance del daño:

Componente	Inspección	Intervalos de inspección
Tren de aterrizaje y componentes asociados	Poner la aeronave en gatos y realizar varios ciclos de tren para asegurar su correcta operación	Si estuvo sumergido, cada suceso, antes de cualquier vuelo
Sistemas eléctricos	Sustituir todos los interruptores y «circuit breakers» (disyuntores) Retirar los motores y bombas eléctricas etc.	Si estuvo sumergido, cada suceso, antes de cualquier vuelo

1.3.1.5. Información sobre Mantenimiento

El propietario tenía contratado al Centro de Mantenimiento y CAMO⁸ aprobada encargada del mantenimiento así como de la gestión completa del mantenimiento de la aeronave. El Reglamento (CE) n.º 2042/2003 de la Comisión de 20 de noviembre de 2003 sobre el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves y productos aeronáuticos, componentes y equipos y sobre la aprobación de las organizaciones y personal que participan en dichas tareas, en su punto M.A.710 (Revisión de la aeronavegabilidad) establece lo siguiente:

Con el fin de satisfacer el requisito de una revisión de aeronavegabilidad de una aeronave según M.A.902, la organización aprobada de gestión del mantenimiento

⁸ CAMO: «Continuous Airworthiness Management Organisation» (Organización de Gestión de la Aeronavegabilidad Continuada).

de la aeronavegabilidad deberá realizar una revisión completamente documentada de los registros de la aeronave, con objeto de verificar que:

1. Las horas de vuelo de la célula, el motor y la hélice y sus correspondientes ciclos de vuelo se han registrado correctamente;
 2. **El manual de vuelo es aplicable a la configuración de la aeronave y refleja el último estado de revisión;**
 3. Se han realizado todas las tareas de mantenimiento de la aeronave conforme al programa de mantenimiento aprobado;
- [...]

Con fecha 28 de abril de 2008 se había realizado la revisión correspondiente a las 50 h (3.951:45 h de aeronave) y con fecha 20 de febrero de 2009 se había efectuado la última revisión correspondiente a las 1.000 horas (4.000:05 h). La siguiente revisión le correspondía a las 4.050:05 h que coincidía aproximadamente con la anual y revisión del certificado de aeronavegabilidad y que era el motivo del viaje que se iba a realizar el día del incidente. El propietario normalmente acompañaba a la documentación de la aeronave las discrepancias observadas en las sucesivas inspecciones pre-vuelo para que el Centro de Mantenimiento prestara especial atención y revisara. En este caso una de las observaciones era que la aeronave había sufrido una inundación y que se revisara el tren a fondo por posibles restos de barro. No parece que hubiera consulta al mantenedor sobre la manera de proceder con motivo de esta inundación, antes de realizar cualquier vuelo.

El Manual de Operación del Piloto (equivalente al manual de vuelo) utilizado por la escuela no estaba actualizado.

1.4. Declaración del piloto

El piloto informó de que a las 08:15 h despegó del aeropuerto de Málaga con indicativo de vuelo GMJ-11 con destino a Casarrubios del Monte (LEMT).

Cuando se encontraba en curso al punto N del CTR de Málaga (véase Anexo 1), por motivos meteorológicos adversos (fuerte componente de viento en cara con rachas descendentes de hasta 1.000 ft/min y techo de nubes por encima de 8.000 ft), decidió regresar a Málaga, comunicándolo previamente a control.

Una vez en aproximación, el piloto detectó que el tren de aterrizaje no se encontraba bloqueado totalmente y procedió a efectuar un «motor y al aire». Posteriormente solicitó a la torre de control la confirmación visual del estado real del tren a lo que fue informado, por varios controladores, que la pata de morro se encontraba plegada y que las patas del tren principal se encontraban entre 30° y 45° de su recorrido total de 90°.

El piloto decidió dirigirse al punto E1 del CTR para realizar el procedimiento de extensión del tren en emergencia, pero tras varios intentos fallidos decidió permanecer en vuelo para consumir combustible en previsión de la realización de un aterrizaje de emergencia sin tren.

Una vez informado por control de que los equipos y servicios de emergencia estaban situados en sus posiciones y autorizado a aterrizar procedió a realizar la toma de emergencia sin tren en la calle de rodadura aceptando la propuesta realizada por el servicio de control.

1.5. Datos previos al vuelo

Según el Plan de Vuelo la aeronave tenía previsto salir a las 08:00 h de LEMG con una duración estimada de 2 horas 30 minutos al aeródromo de Casarrubios (LEMT). La velocidad media sería de uno 90 nudos y el vuelo sería en condiciones VFR.

Los datos meteorológicos consultados por el piloto eran, entre otros, los METAR correspondientes a las 06:30 h que informaban de un viento de 14 kt procedente de 310°, visibilidad igual o mayor a 10 km en Málaga con escasa nubes a 5.000 ft y condiciones similares en el aeródromo de Getafe LEGT, aeródromo más cercano a LEMT.

Según el mapa significativo para baja cota, se indicaba en todo el primer tramo del vuelo nubosidad fragmentada o localmente fragmentada, con estratos con base entre 500 y 1.000 ft y techo de 1.500 a 2.500, estratocúmulos y cúmulos con base 1.200 ft 3.500 ft y techo entre 4.500 y 7.500 ft.

El mapa de vientos mostraba en esa zona vientos de 15 kt del Noroeste a 5.000 ft y vientos de 35 kt del Noroeste a 10.000 ft.

1.6. Información meteorológica

La información METAR correspondiente al aeropuerto de Málaga se detalla a continuación:

09:00-METAR LEMG 300900Z VRB01KT 9999 FEW040 12/06 Q1012 NOSIG
09:30-METAR LEMG 300930Z 32007KT 290V350 9999 FEW040 12/06 Q1012
NOSIG

Según esta información el viento tanto a las 09:00 h era de orientación variable de 1 kt de intensidad y a las 09:30 h habría tenido una orientación de 320° de 7 kt con direcciones variables entre 290 y 350°.

1.7. Información de aeródromo

El aeropuerto de Málaga está situado a 8 km al SW de la ciudad, cuya elevación es de 52 ft. Cuenta con una pista principal de aterrizaje de orientación 13/31 y una pista de rodadura paralela a la principal y situada al Norte de ésta. La pista principal tiene una longitud de 3.200 m y 45 m de anchura. Existen 6 salidas rápidas de la principal a la de rodadura: tres en la pista 13 (C-4, C-2 y C-1) y tres en la pista 31 (C-3, C-5 and C-6). La pista de rodadura tiene una anchura de 23 m con una pavimentación que alcanzaba los 45 m, ya que esta pista fue utilizada como pista de vuelo tiempo atrás durante unas obras realizadas en la pista principal.



Figura 5. Vista aérea del aeropuerto de Málaga (LEMG)

1.8. Información de comunicaciones ATC

Según las comunicaciones ATC a las 08:17:26 h la aeronave EC-IJI, con indicativo GMJ11 contactó con frecuencia de aproximación para notificar que se encontraba sobre el punto E1 a 1.000 ft y solicitó ascenso a 7.500 y proceder hacia el punto N siguiendo a la aeronave precedente y compañera GMJ01. Aproximación autorizó la petición así como a las 08:34:24 h la solicitud de ascender a 8.500 ft. A las 08:37:47 h la aeronave GMJ01 contactó con aproximación de nuevo para notificar en nombre de los dos tráficos (GMJ01 y GMJ11) que ambos iban a retornar al campo porque era bastante complicado pasar en ese momento la cordillera de los montes de Málaga ya que el viento los estaba «tirando» hacia abajo. Tras contactar de vuelta con torre y plantear quién de los dos iba a ser el primero en iniciar la aproximación finalmente el GMJ11 fue

autorizado a aterrizar a las 08:51:44 h en la pista 31 mientras GMJ01 se quedaba orbitando sobre E1. A las 08:55:23 la aeronave GMJ11 notificó que iban a hacer un «motor y al aire» (go-around) porque habían tenido un fallo de tren. A las 08:55:50 torre autorizó a aterrizar a la otra aeronave, GMJ01.

Torre confirmó a la aeronave que la pata delantera no estaba desplegada y las patas del tren principal estaban abajo. A las 08:56:51 h torre le sugirió que se dirigiera hacia el punto E1 a orbitar y hacer pruebas de tren y a las 08:58:34 la aeronave contactó de nuevo con torre para solicitar otra comprobación visual del estado del tren. Dos minutos más tarde torre confirmó que el tren delantero no había salido el principal parecía no estar completamente desplegado, por lo que la aeronave decidió volver a E1 a hacer más ciclos de tren. A las 09:09:21 la aeronave volvió a contactar con torre para notificar que el tren no desplegaba y que iba a quedarse orbitando para gastar combustible. El supervisor de torre habló con el piloto para preguntarle por el problema y le informó de que habían visto que el tren principal no estaba totalmente desplegado y el delantero no había salido. Así mismo planteó al piloto la posibilidad de realizar la toma en la segunda mitad de la calle de rodadura en sentido de la pista 31 y desplegar en esa zona los servicios de extinción de incendios. A las 09:14:25 h la aeronave declaró emergencia a petición de torre una vez explicado que el procedimiento de despliegue de medios debía ser una vez declarada ésta.

Dos minutos más tarde la aeronave procedió en curso a final y tras realizar un 360 a petición de torre y finalmente, a las 09:21:22, fue autorizada a aterrizar en rodadura con viento 310° 10 lt. A las 09:25:43 torre confirma a aproximación que acababan de realizar la toma con éxito, que las dos personas a bordo estaban saliendo por su propio pie y que los bomberos estaban aplicando espuma como medida de precaución.

La aeronave fue remolcada hacia la Plataforma Norte confirmando la operatividad de la rodadura a las 09:43:38.

1.9. Inspección de la aeronave

La aeronave fue trasladada a plataforma e inspeccionada días después. Se encontraba apoyada sobre la parte inferior del fuselaje y había sido precintada por la Guardia Civil. Tras realizar la inspección visual exterior con fotografías iniciales, se procedió a inspeccionar la cabina antes de realizar ninguna otra acción sobre la aeronave. En el interior de la cabina se observó que la palanca de flaps estaba en posición de flaps replegados (aunque se ha podido comprobar por información aportada durante la investigación que durante el aterrizaje se utilizó al menos un punto de flaps), la palanca de tren estaba en posición de abajo, y la de emergencia en posición AUTO, el panel de disyuntores («Circuit Breakers»), situado en el puesto de la derecha, no era visible a simple vista y venía protegido por una tapa estética a modo de guantera. Al desplegar ésta se pudo comprobar que el disyuntor correspondiente a la bomba del tren (LANDING GEAR PUMP) estaba saltado (véase figura 6).



Figura 6. Detalle de la posición del disyuntor correspondiente a la bomba de tren

Existían signos evidentes de agua en el suelo de la cabina. El propietario informó de que unas semanas antes la plataforma había estado inundada pero que desde el aeropuerto le comunicaron que el agua no llegaba a los 50 cm (aunque según fotografías aportadas durante la investigación parece que estuvo inundada hasta casi la base de la célula). En cualquier caso había agua en el suelo de cabina y al inspeccionar el compartimento de la bomba también éste presentaba restos de agua. La bomba electro-hidráulica visualmente estaba bien aunque la varilla indicadora no mostraba trazas de líquido hidráulico.

Concluida esta primera inspección se procedió a colocar el avión sobre gatos para realizar diferentes ciclos de tren y de esta forma poder detectar posibles anomalías.

Antes de conectar el interruptor MASTER se bajó el tren con la palanca de emergencia y éste bajó y blocó. Posteriormente se conectó el interruptor MASTER pero las luces indicativas de tren abajo y bloqueado no se iluminaban aunque físicamente el tren estaba bloqueado. Se comprobó el estado de éstas intercambiándolas con otras y se comprobó que estaban bien. Según el Manual de Operación del Piloto se recomienda que las luces del PANEL LIGHT estén en OFF porque de otra forma, las luces del tren pueden verse atenuadas. Este interruptor estaba en posición DIM pero no en OFF y las luces no se encendían en ninguno de los dos casos, tras varios intentos se pudo comprobar que había un problema con el interruptor de intensidad variable (potenciómetro) y que en algunas ocasiones al girarlo levemente hacía contacto y las luces se encendían.

Se procedió entonces a introducir el disyuntor saltado de la bomba con la palanca de emergencia en posición bloqueada de OVERRIDE, con esta posición se iluminaba la luz amarilla indicativa de AUTO EXT. OFF (aunque la luz no se encendía y apagaba de manera intermitente como dice el manual, sino que permanecía fija). Al realizar el ciclo de tren arriba la bomba comenzó a funcionar aunque con sonidos intermitentes debido probablemente a la escasez de líquido hidráulico. A pesar de esto la bomba operó de forma normal y sin fallos durante al menos 15 ciclos más sin rellenar el depósito de líquido hidráulico, realizados para comprobar el funcionamiento del tren.

Asimismo, se observó que la luz amarilla indicativa de tren en tránsito permanecía encendida aun cuando el tren se encontraba arriba y bloqueado y el SWITCH de la rueda de morro se encontraba «pisado».

- Se realizaron varios ciclos de tren y éste funcionó de manera correcta.
- Se procedió a realizar otra prueba sobre el sistema de emergencia. Se actuó sobre la palanca de emergencia. Resultado: tren abajo y bloqueado.
- Se realizó otra prueba simulando la situación de comienzo de extensión de tren de operación de bomba con interrupción de ésta al comienzo del despliegue del tren, realizando posteriormente despliegue en emergencia (por gravedad). Resultado: tren abajo y bloqueado.
- Se intentó otra prueba para simular la posibilidad de no haber actuado en posición de emergencia sino de AUTO actuando sobre el sistema del BGE y simulando llevar velocidad en éste. Resultado: tren abajo y no bloqueado.

Se accedió a la zona del BGE (Back-up Gear Extender) y se comprobó visualmente que el sistema parecía estar en correcto estado no pudiendo comprobar si éste funcionaba correctamente ya que esta prueba se debe realizar en vuelo. Se procedió a desmontar el anemómetro para comprobar si las lecturas eran correctas ante una posible diferencia de lecturas entre el anemómetro y el sistema del BGE. El anemómetro se envió a un centro especializado para proceder a su calibración y el resultado fue satisfactorio.

Se realizaron pruebas en otra aeronave de las mismas características y posteriormente el fabricante confirmó que es necesario tener pulsado al menos durante 7 segundos la palanca de emergencia para que el despliegue del tren se realice completamente. De acuerdo a lo establecido en el Manual de Operación del Piloto éste es el tiempo estimado del despliegue normal del tren.

2. ANÁLISIS

La aeronave realizaba un vuelo desde Málaga (LEMG) hasta el aeródromo de Casarrubios (LEMT) con la intención de pasar la revisión anual necesaria para la renovación del Certificado de Aeronavegabilidad del cual tenía una prórroga de su validez hasta el 24 de febrero de 2010. Ese día iba acompañada de otra aeronave de la compañía.

Debido a condiciones meteorológicas adversas encontradas durante el trayecto a la altura del punto N del CTR de Málaga las dos aeronaves decidieron retornar al aeropuerto de Málaga.

Durante el tramo de aproximación, el piloto se dio cuenta de que el tren parecía no haber completado el ciclo de despliegue y decidió hacer un «motor y al aire». Seguidamente pidió a control que le confirmaran el estado del tren, a lo que, tras varias

comprobaciones, le informaron de que efectivamente, la pata de morro no estaba desplegada el tren principal parecía estar entre 30 y 45° de los 90° de su recorrido total.

Tras realizar varios ciclos de tren infructuosamente, el piloto decidió continuar en vuelo para gastar combustible y posteriormente realizar el aterrizaje sin tren. Control le sugirió realizar la toma en la calle de rodadura y el piloto realizó con gran pericia el aterrizaje sin ocasionar más daños. Se ha comprobado que las dimensiones de la calle de rodadura eran las adecuadas para que una aeronave de esas características pudiera acometer el aterrizaje.

Durante la inspección de la aeronave una semana más tarde se comprobó en el panel de disyuntores situado en la parte derecha de la cabina y oculto con una tapa, que el disyuntor de 25 A (CB) correspondiente a la bomba del tren de aterrizaje estaba saltado. El piloto no mencionó que hubiera reasentado este disyuntor aunque sí hizo referencia en su testimonio a que había realizado el procedimiento de emergencia. Este procedimiento en su punto n.º 2 establece la comprobación del estado de los disyuntores, aunque hay que reseñar que ante una situación de emergencia no es inmediata esta comprobación sin antes retirar la tapa que oculta todos los disyuntores y que está situada en el lado contrario a la posición del piloto.

Al inspeccionar el estado de la bomba eléctrico-hidráulica se comprobó que en el suelo de su compartimento en la parte posterior de la aeronave, había restos de agua y que la varilla indicadora del líquido hidráulico no mostraba trazas de que el depósito tuviera este líquido. A pesar de ello se realizaron varios ciclos de tren durante la comprobación con operación continua de la bomba aunque con sonidos intermitentes debido posiblemente a la escasez del líquido en los circuitos internos del sistema.

Esta aeronave tiene un sistema especial de despliegue de tren en el cual se incorpora el sistema BGE («Back-up Gear Extender») que es el responsable de que, por una parte, con unas condiciones determinadas de potencia y velocidad que simulan condiciones de aterrizaje, el tren se despliegue automáticamente y por otra evite que éste se repliegue (aún accionando la palanca de tren) en otras condiciones determinadas de potencia y velocidad que simulen que la aeronave está en despegue.

Este sistema se puede cancelar mediante una palanca situada entre los dos asientos delanteros de la aeronave para permitir entre otras acciones, que aeronaves de escuela puedan practicar pérdidas (condiciones similares en las cuales se desplegaría el tren) sin que este sistema actúe. La aeronave del incidente tenía este sistema bloqueado («Override Engage»). Al intentar realizar el despliegue en emergencia, hay que desbloquear el sistema quitando el pasador de bloqueo y éste quedaría en posición AUTO (es decir, sistema BGE activado). Al pulsar y mantener la palanca hacia abajo se produciría el despliegue en emergencia del tren por gravedad. El piloto aseguró haber realizado este procedimiento pero se ha verificado que, según el Manual de Operación del Piloto que contaba la escuela y la aeronave, durante el despliegue en emergencia

sólo se mencionaba el hecho de apretar la palanca hacia delante difiriendo del Manual actualizado de la aeronave de que además de pulsar la palanca habría que mantener ésta pulsada (esta última palabra resaltada entre las demás). Por pruebas realizadas en otra aeronave de las mismas características y confirmación del fabricante, es necesario tener pulsado al menos durante 7 segundos la palanca para que el despliegue se realice completamente y es éste el tiempo estimado del despliegue normal del tren según consta en el Manual de Operación del Piloto. Según el Reglamento (CE) n.º 2042/2003 (véase apartado 1.9.5) se establece entre otras que la actualización del manual de vuelo (Manual de Operación del Piloto en este caso) es responsabilidad del CAMO. Sobre este aspecto se formuló una consulta a AESA para comprobar si existía algún punto contenido en sus procedimientos durante la aprobación y seguimiento de las CAMO en el que se comprobara específicamente la actualización de los Manuales de Vuelo. AESA contestó que no disponía de ellos en sus lista de chequeo y es por este motivo se emite una recomendación al respecto.

Por otra parte, se comprobó que había un mal contacto en el panel de luces de instrumentos (PANEL LIGHTS). A pesar de que el fabricante advierte de que las luces debe estar apagadas en condiciones diurnas para que las luces del tren sean perfectamente visibles se comprobó durante la inspección que estaban en posición DIM (atenuadas) pero, aun estando apagadas, las luces de tren no se iluminaban cuando el tren estaba abajo y bloqueado. Se encontró dentro del recorrido del interruptor un punto de éste en el cual las luces se encendían, pero en cuanto se movía el interruptor de este punto las luces dejaban de lucir. Adicionalmente se comprobó que la luz amarilla de "tren en tránsito" situada en la parte superior izquierda del panel de instrumentos de la cabina seguía luciendo cuando el tren estaba totalmente replegado y los interruptores de las correspondientes patas actuados, pero la luz seguía luciendo.

Por otro lado, la aeronave había sufrido una inundación mientras estaba estacionada en la plataforma. En principio el propietario fue informado de que sólo había uno 50 cm de agua pero por las fotografías que aportó y los restos de agua encontrados en la inspección de la aeronave, parece probable que la base de la célula también resultara afectada por el agua.

En estos casos, según el Manual de Mantenimiento, es necesario realizar una serie de tareas de inspección sobre los sistemas expuestos al agua entre las que destacan expresamente la realización de varios ciclos de tren con la aeronave colocada en gatos para asegurar su operatividad y la inspección de sistemas eléctricos afectados (sustituyendo los disyuntores, interruptores y retirando bombas y motores eléctricos).

El propietario no había realizado ninguna de estas tareas y simplemente lo había anotado como observación en la lista de discrepancias que enviaba anualmente al Centro de Mantenimiento para realizar la revisión correspondiente. En este caso debería haber puesto en conocimiento del mantenedor este hecho para decidir qué hacer antes de realizar cualquier vuelo. Esta falta de un sistema de comunicación efectivo entre

CAMO y propietario ha motivado la emisión de dos recomendaciones de seguridad al respecto.

No se ha podido determinar si todas las anomalías de los interruptores y luces eran consecuencia de un mantenimiento defectuoso de la aeronave o de la afectación de los sistemas de ésta por la presencia de agua por la inundación. La única anomalía no influenciada por la existencia o no de agua era la escasez de líquido hidráulico.

Al realizar la inspección y una vez reseteado el disyuntor correspondiente al funcionamiento eléctrico de esta bomba que estaba «saltado» se comprobó que el tren se desplegó y replegó en todos los ciclos realizados en la misma, por lo que parece probable que la presencia de agua en el compartimento de la bomba pudiera provocar, durante el primer intento de despliegue del tren, que este disyuntor saltara de su posición original. El piloto no reasentó este disyuntor, por lo que se desconoce si en ese momento, si lo hubiera realizado, habría conseguido que volviera a funcionar como ocurrió en las posteriores pruebas de inspección en tierra de la aeronave. Hay que reseñar en este punto que no parece que la comprobación de disyuntores se realice de forma inmediata e intuitiva debido a la existencia de una tapa estética de este panel de disyuntores y menos en situaciones de emergencia. Este hecho hace que se plantee más adelante la emisión de una recomendación de seguridad a este respecto.

3. CONCLUSIONES

3.1. Conclusiones

Una vez presentada y analizada la información que se recopila sobre el incidente, se pueden realizar las siguientes conclusiones:

- El piloto tenía su licencia y su certificado médico válidos y en vigor y experiencia suficiente en el manejo de esa aeronave en cuestión.
- La aeronave tenía su documentación en vigor y contaba con una prórroga a la validez del Certificado de Aeronavegabilidad válida emitida por la AESA hasta el 24 de febrero de 2010.
- El piloto había rellenado un Plan de Vuelo acorde al viaje que iban a realizar y contaba con la información meteorológica necesaria para el desarrollo del vuelo.
- Control sugirió la utilización de la pista de rodadura para realizar el aterrizaje.
- Las dimensiones y estado de la calle de rodadura son adecuadas para el aterrizaje de una aeronave de estas características.
- El disyuntor de 25 A correspondiente a la bomba del tren se encontró saltado de su posición.
- El panel de disyuntores viene oculto de fábrica con una tapa evitando su comprobación inmediata ante situaciones de emergencia.
- La aeronave había estado estacionada durante las inundaciones sufridas en plataforma de aviación general y había resultado afectada por el agua.

- No se habían realizado las tareas de mantenimiento no programado correspondientes con el apartado de daños por inundación, inmersión en agua, establecidas en el Manual de Mantenimiento.
- El propietario no había consultado con el mantenedor qué hacer en este caso antes de proceder a la realización de cualquier vuelo anotando este hecho como observación dentro de la lista de discrepancias que acompañaba la documentación de la aeronave.
- En el compartimento de la bomba eléctrico-hidráulica había todavía restos de agua.
- El interruptor del PANEL LIGHTS no hacía un buen contacto evitando que las luces de tren se iluminaran
- La luz correspondiente al «tren en tránsito» no se apagaba aún cuando el tren estaba completamente desplegado o replegado.
- El procedimiento de emergencia no fue realizado de forma adecuada; en primer lugar no se comprobó según Manual el estado de los disyuntores y el despliegue del tren en emergencia no se realizó adecuadamente debido al uso de un Manual obsoleto.

3.2. Causas

A tenor de la información de la que se dispone se considera que el incidente ocurrió probablemente por un fallo de funcionamiento puntual (corto-circuito) de la bomba eléctrico-hidráulica del tren, posiblemente por la presencia de agua y humedad en las inmediaciones de su alojamiento. Esto provocó que el disyuntor del sistema eléctrico del sistema del tren saltara de su posición. La no comprobación del estado de los disyuntores y la aplicación del procedimiento no actualizado de extensión del tren en emergencia coadyuvaban a que el tren no se desplegara por completo.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

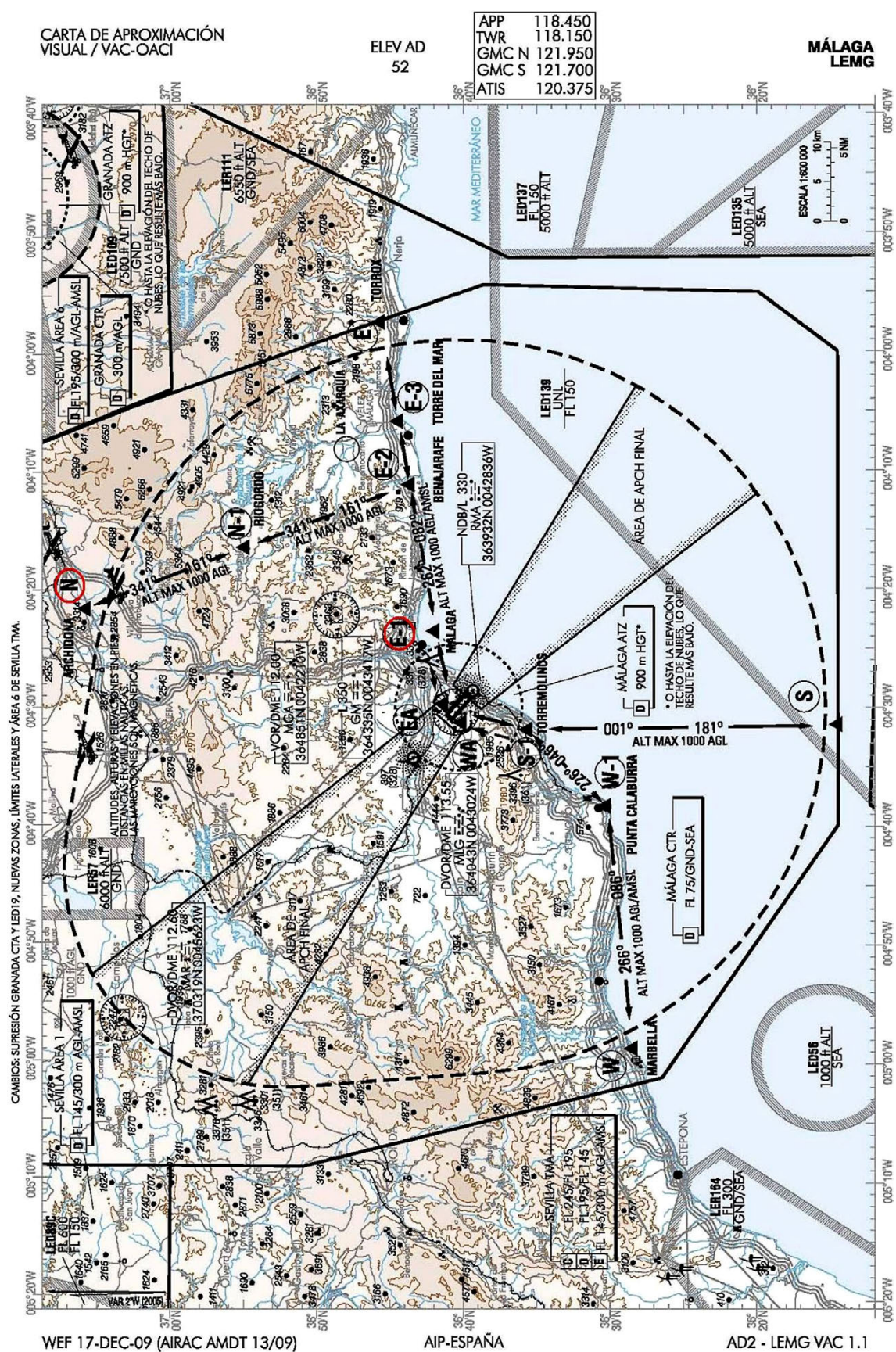
Este incidente tuvo lugar debido, principalmente, a la falta de aplicación de tareas específicas de mantenimiento no programado después de una inundación y las anomalías detectadas en circuitos eléctricos y comportamiento del tren como consecuencia de la falta de aplicación de tareas especificadas expresamente en el Manual de Mantenimiento. Asimismo, se aplicó un procedimiento de extensión del tren en emergencia obsoleto, cuya actualización se considera primordial para conseguir un despliegue completo del tren en modo manual. Por otro lado se considera que la existencia de una tapa estética sobre el panel de disyuntores hace que, en situaciones de tensión como lo es una emergencia, no sea práctica ni asequible la comprobación inmediata del estado de los disyuntores. Estos hechos hacen necesario la emisión de las siguientes recomendaciones:

REC 56/11. Se recomienda al CAMO SINMA Aviación que establezca un sistema de comunicación con los operadores, en ambos sentidos, para conocer en

tiempo real cualquier anomalía o discrepancia que le suceda a la aeronave de la cual es responsable.

- REC 57/11.** Se recomienda a la Agencia Estatal para la Seguridad Aérea (AESA) que establezca los procedimientos y medidas necesarias para transmitir a las CAMO aprobadas que establezcan un sistema de comunicación con los operadores, en ambos sentidos, para conocer en tiempo real cualquier anomalía o discrepancia que le suceda a la aeronave de la cual es responsable.
- REC 58/11.** Se recomienda a PIPER que valore la posibilidad de modificación del diseño de la tapa que oculta los disyuntores en cabina en el modelo de la aeronave Piper PA-28R-200 para conseguir una mayor visibilidad durante la comprobación del estado de los disyuntores, sobre todo para situaciones de emergencia.

ANEXO A
Carta visual de aproximación
visual – LEMG



RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 3 de julio de 2010; 13:50 h local¹
Lugar	Proximidades del aeródromo de Mutxamel (Alicante)

AERONAVE

Matrícula	EC-DSM
Tipo y modelo	PIPER PA-28-161
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-320-D3G
Número	1 S/N: RL-8668-39A

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	75 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	4.200 h
Horas de vuelo en el tipo	2.000 h
Horas de vuelo en últ. 24 h	1 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros		1	
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Mobiliario urbano (dos farolas y señales de tráfico destruidas)

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Vuelo privado
Fase del vuelo	Aproximación final – Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	17 de octubre de 2011
---------------------	------------------------------

¹ La referencia horaria en el informe es la hora local. La hora UTC se obtiene restando 2 a la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del accidente

El sábado 3 de julio de 2010, la aeronave modelo PIPER PA-28-161 «Warrior» de matrícula EC-DSM, había despegado del aeródromo de Mutxamel (Alicante) a las 12:40 h para la realización de un vuelo local con el piloto y un pasajero a bordo. De vuelta al aeródromo, alrededor de las 13:40 h, cuando ya se encontraba en el tramo de aproximación final a la pista 12, la aeronave golpeó con la punta del plano izquierdo contra una farola del alumbrado público, lo que provocó la pérdida de control y altura de la aeronave (véase fig. 1).

Según las manifestaciones del piloto, tras el impacto con la farola estimó que la aeronave ya no podía llegar a la pista, y dado que conocía la existencia más adelante de un fuerte desnivel en el terreno, optó por intentar evitar chocar contra el mismo y aterrizar en la carretera que discurre anexa al vallado perimetral del aeródromo por su lado norte y que forma unos 30° con la pista, impactando entonces con otra farola y con dos señales de tráfico.

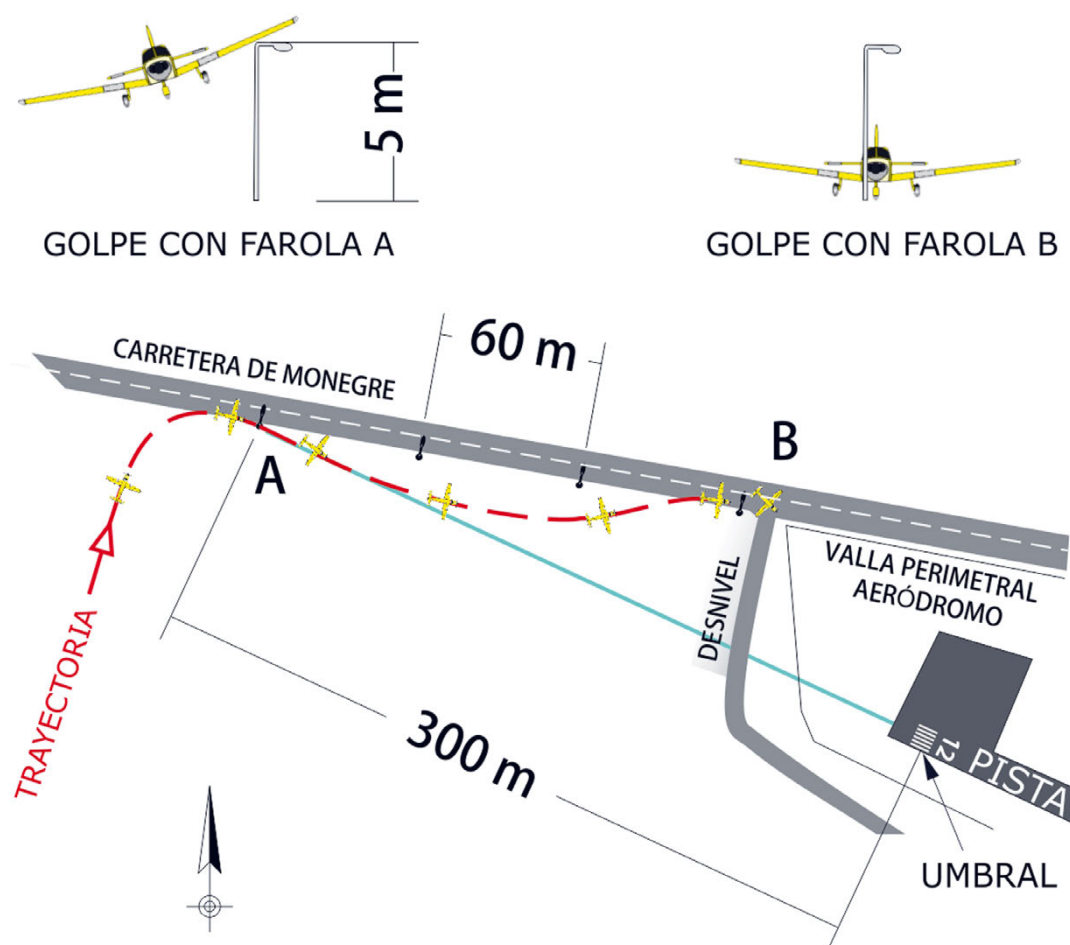


Figura 1. Esquema de la zona del accidente y desarrollo del mismo

Antes de tocar tierra, desconectó las magnetos y el master de batería con el fin de evitar que se produjera un incendio en el aterrizaje. La aeronave acabó deteniéndose a menos de 2 m del vértice de la valla perimetral del aeródromo.

El piloto, con heridas leves, abandonó la aeronave por sus propios medios, mientras que el pasajero resultó herido grave y tuvo que ser trasladado en helicóptero medicalizado.

1.2. Información sobre el piloto

El piloto disponía de licencia de piloto privado desde 1969, renovada por última vez el 12-07-2009 con validez hasta el 13-02-2011 y su certificado médico había sido renovado con fecha 19-11-2009 y validez hasta 17-11-2010.

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave accidentada es el modelo PIPER PA-28-161, con n.º de serie 28-8116383, fabricada en 1981 y corresponde, por tanto, a un monomotor, de tren fijo triciclo y ala baja, con capacidad para 4 plazas y peso máximo autorizado de 1053 kg. Este modelo de aeronave está equipado con un motor LYCOMING O320-D3G de 160 HP.

Según la última anotación registrada en el Cuaderno de la Aeronave, tenía acumuladas un total de 2.140:55 h de vuelo, y la última revisión de 100 horas se había realizado en un centro autorizado el 25 de mayo de 2010 con 2.133:45 h de vuelo.

Disponía de Certificado de Aeronavegabilidad, categoría «normal», expedido por la Dirección General de Aviación Civil el 24 de noviembre de 2004 y con validez hasta el 25 de febrero de 2011.

1.4. Información meteorológica

Según la información facilitada por la Agencia Estatal de Meteorología, basándose en los datos registrados a las 13:30 h en el aeropuerto de Alicante –distante 19 km– y en el Observatorio de Alicante –distante 10 km– el tiempo más probable en el lugar del accidente fue el siguiente:

Viento flojo de componente SE, variando entre los 80° y 150°, con velocidad media, en 10 minutos, entre 5 y 9 kt y velocidad máxima, en 10 minutos, entre 10 y 13 kt.

Nubosidad dispersa con nubes medias (altocúmulos) y altas (cirros) con altura de la base de nubes alrededor de los 5.000 ft (1.500 m).

Buena visibilidad y temperatura alrededor de los 28 °C.

1.5. Información del aeródromo

El aeródromo de Mutxamel es de propiedad privada y está dedicado, principalmente, a la aviación general, en especial, para uso deportivo, vuelos de escuela y vuelos de helicópteros. Sus coordenadas de referencia son $38^{\circ} 26' 20''$ N/ $00^{\circ} 28' 30''$ W, y elevación de 475 ft. Dispone de una pista asfaltada de 850 m de largo, 11 m de ancho y dirección 12/30. Se ha podido comprobar que no existe ningún obstáculo que penetre dentro de las superficies limitadoras de obstáculos del aeródromo.

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

El accidente tuvo lugar en las proximidades del aeródromo de Mutxamel, a 300 m del umbral de la pista 12, donde se cruza la prolongación del eje de ésta con la carretera del Monegre que discurre anexa al vallado perimetral del aeródromo por su lado norte y forma unos 30° con la pista. En este punto, las farolas del alumbrado público tienen 5 m de altura y están separadas entre sí 60 m. Más adelante, cerca ya de la valla perimetral del aeródromo, existe otra carretera perpendicular a la carretera del Monegre que lleva a los hangares y que presenta un fuerte desnivel sobre el terreno (véase fig. 1).

Los restos de la aeronave se encontraban en la intersección de la carretera del Monegre con la carretera que sale perpendicularmente hacia los hangares, a escasos metros de la valla perimetral del aeródromo (véase fig. 2).

La aeronave presentaba gran cantidad de daños que afectaban a elementos principales de la misma (motor, hélice, pata de morro rota, cabina, tablero de instrumentos, rotura de revestimiento inferior del plano izquierdo, largueros de ala y fuselaje, flaps, golpes en el borde de ataque del estabilizador horizontal...). La parte derecha de la cabina se encontraba destrozada incluyendo tablero de mandos, suelo y puerta (véase fig. 3).



Figura 1. Esquema de la zona del accidente y desarrollo del mismo



Figura 3. Estado de la cabina



Figura 4. Estado final de la farola A

Se encontraron, además, a 300 m del umbral, una farola (A) rota y doblada a menos de 1 m de su base en la dirección y sentido de la trayectoria, (véase fig. 4); más adelante, una segunda farola desprendida de su base y doblada (B) y finalmente, más próximas al vallado del aeródromo, dos señales para el tráfico rodado de diferentes dimensiones también rotas.

1.7. Información adicional

1.7.1. Declaración del piloto

El piloto manifestó que cuando estaba realizando la aproximación final a la pista 12 del aeródromo de Mutxamel, la aeronave sufrió un súbito descenso debido, en su opinión, a una incidencia climatológica, e inmediatamente tiró de la palanca y aplicó potencia, pero la aeronave no respondió con la suficiente rapidez, debido según su opinión al excesivo calor y a la poca distancia al suelo, impactando con el plano izquierdo con una farola. Al estar ya próximo al suelo y como conocía de la existencia más adelante de un fuerte desnivel en el terreno –la carretera a los hangares– optó por desviarse a la izquierda e intentar aterrizar en la carretera del Monegre. Durante el recorrido, impactó con una segunda farola que llegó a introducirse en la cabina por el lado del copiloto y con dos señales más.

Indicó también que antes de tocar tierra, desconectó las magnetos y el master de batería con el fin de evitar que se produjera un incendio en el aterrizaje.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Según declaración del piloto, el accidente sucedió al golpear el plano izquierdo con la farola A. La inspección de los restos así lo confirma al observarse una rotura en el

intradós del plano izquierdo y golpes en el estabilizador horizontal del mismo lado, además de encontrarse la farola doblada por la zona de la tapa de su registro eléctrico (sección de menor rigidez a flexión), a menos de 1 m de altura sobre el suelo (véase fig. 3) en el sentido del vuelo de la aeronave. La aeronave fue perdiendo altura como consecuencia de los diferentes golpes contra la farola.

Según las huellas encontradas, la aeronave en su recorrido arrastró con la hélice ya parada un cartel grande con una señal de tráfico. A continuación, con el morro de la aeronave arrastrando por la carretera (al estar roto el tren de morro), chocó con el lateral derecho del fuselaje en la zona de cabina contra la farola B. Por último, la aeronave rompió otro cartel de información de tráfico, más pequeño que el anterior, hasta detenerse a escasos metros de la valla perimetral del aeródromo.

Tal y como indicó el piloto y muestran los restos de aeronave y farola, ésta llegó a romperse e introducirse dentro de la aeronave por la parte inferior derecha del fuselaje, rompiendo primero el piso de cabina, levantando el soporte del asiento del copiloto y el propio asiento con el pasajero y, después, siguió, pegado a la pared lateral interna de cabina, hasta salir por la parte derecha del parabrisas, donde se detuvo.

Según la información meteorológica disponible, los valores registrados indican una atmósfera estable y condiciones adecuadas para el vuelo, considerándose improbable la aparición de incidencias climatológicas de magnitud suficiente como para alterar de forma notable la trayectoria y perfil de vuelo de la aeronave.

La primera farola con la que impactó la aeronave, tenía 5 m de altura y estaba situada en la prolongación del eje de la pista del aeródromo, a 300 m del umbral de la misma y en el borde derecho de la carretera de Monegre en la dirección al aeródromo. Según la trayectoria de aproximación para vuelo visual, la altura en un punto a 300 m de distancia del umbral (en la prolongación del eje de pista) dejaría un amplio margen sobre la punta de la farola. El contacto con ella muestra que no existía ese margen y la aeronave volaba más bajo de lo debido.

Por tanto el accidente se originó por el impacto de la aeronave con una farola, debido a la realización a muy baja altura de la maniobra de aproximación final a la pista 12 del aeródromo de Mutxamel. Dada la experiencia y conocimiento de la zona del piloto, parece que el exceso de confianza pudo haber contribuido a llegar a esa situación de riesgo.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 21 de febrero de 2011; 16:27 h local¹
Lugar	Aeropuerto de Barcelona

AERONAVE

Matrícula	EC-JCV
Tipo y modelo	SWEARINGEN-SA 226 AT Metro II
Explotador	Flightline

Motores

Tipo y modelo	GARRET TPE-331-10UA-511G
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	30 años	28 años
Licencia	CPL(A)	CPL(A)
Total horas de vuelo	2.858 h	1.810 h
Horas de vuelo en el tipo	2.337 h	1.610 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Ninguno
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Vuelo de posicionamiento
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	17 de octubre de 2011
---------------------	------------------------------

¹ La referencia horaria del informe es la hora local. Para hallar la hora UTC debe restarse una unidad.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El avión SWEARINGEN-SA TC METRO II con matrícula EC-JCV operado por Flightline había despegado del aeropuerto de Barcelona (LEBL) a las 9:30 con destino al aeropuerto de Reus (LERS) en vuelo de posicionamiento.

La tripulación estaba compuesta por dos pilotos. En la cabina de vuelo viajaba también otro piloto de la compañía. Una vez que aterrizó en LERS, efectuó cuatro vuelos locales de entrenamiento cambiando de tripulación en cada vuelo.

A las 16:00:00 despegó con destino a LEBL con la misma tripulación que en el primer vuelo de la mañana, teniendo como indicativo FTL006. En el aeropuerto de destino estaban configuradas la pista 25R para aterrizajes y la pista 25L para despegues.

A las 16:08:13 el avión contactó por primera vez con los servicios de control, y a las 16:08:28 fue autorizado a ascender al nivel de vuelo 80.

A las 16:13:35 los servicios de control les informaron de que les recibían con dificultad y de que no les veían en la pantalla del radar, y la tripulación confirmó que tenían problemas con el sistema de comunicaciones del avión.

A partir de ese momento la tripulación fue detectando distintos fallos en el sistema eléctrico del avión, que se fueron sucediendo progresivamente hasta que el sistema quedó inutilizado varios minutos después.

Antes del fallo total del sistema se sucedieron las siguientes comunicaciones:

A las 16:19:35 la tripulación informa de que tienen un problema eléctrico a bordo y pregunta si puede aterrizar en Barcelona, a lo cual les contestan que no.

A las 16:21:45 la tripulación declaró MAYDAY por fallo total del sistema eléctrico y comunicó que regresaba a LERS. En ese momento los servicios de control de LEBL les dijeron que podían aterrizar en el aeropuerto de Barcelona, y a las 16:22:06 les confirmaron que estaban parando todos los tráficos y comunicaron con los servicios de emergencia para que estuvieran en alerta.

A las 16:24:45 los servicios de control les notificaron que tenían disponibles cualquiera de las pistas, y les ofrecieron la posibilidad de entrar por la pista 02.

A las 16:25:02 la tripulación confirmó que iban a aterrizar por la pista 02 según las reglas de vuelo visual (VFR), y fueron autorizados.

Simultáneamente, a las 16:25:03 fue autorizado a despegar por la pista 25L otra aeronave AIRBUS 320 con matrícula EC-KFI e indicativo VLG2278, operada por VUELING, que se dirigía al aeropuerto de Sevilla (LEZL).

A las 16:26:19 el supervisor del Centro de Control comunicó a la torre del aeropuerto que la asistencia durante el aterrizaje del avión la iban a realizar desde el Centro de control, y a continuación pidió que se parasen todos los despegues.

A las 16:26:54 los servicios de control informaron al avión FTL006 de que 4 NM delante de ellos había una aeronave que acababa de despegar y que la misma estaba virando a la derecha para alejarse de su trayectoria.

A las 16:27:12 la tripulación del FTL006 confirmó que tenía a la vista al otro tráfico.

Ambas aeronaves se cruzaron en el aire en una zona situada aproximadamente 4 NM al sur del campo, llegando a estar separadas lateralmente 2,4 NM a las 16:27:28 formando un ángulo de 310° , y a 2,6 NM a las 16:27:43 formando un ángulo de 277° (véase figura 1). La tripulación del avión FTL006 tuvo a la vista en todo momento al avión con indicativo VLG2278.

En torno a las 16:28:47 la aeronave con indicativo FTL006 realizó una toma frustrada por la pista 02, sin llegar a tocar tierra y comunicó que no tenían tren.

A las 16:33:13 el controlador de torre confirmó que el avión había tomado tierra con normalidad por la pista 25 L.

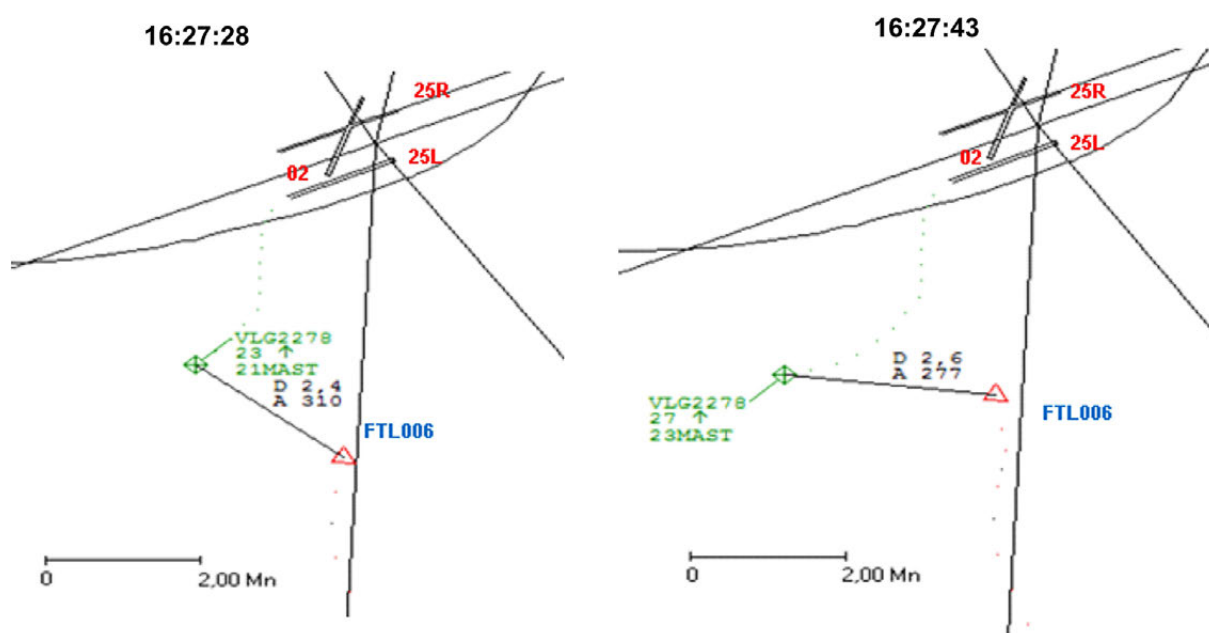


Figura 1. Cruce de las aeronaves

Entre las 16:39:03 y las 16:39:37 tuvo lugar una conversación entre el supervisor del Centro de control y el supervisor de la torre de Barcelona, en el que el primero recriminó al segundo que hubieran autorizado el despegue de una aeronave durante la aproximación a la pista 02 del avión del incidente.

La CIAIAC tuvo conocimiento del incidente el día 8 de marzo a través del Sistema de Notificación de Sucesos de AESA (SNS).

1.2. Información personal

El Comandante, de 30 años, tenía la licencia de piloto de comercial de avión CPL(A), habilitación de tipo del avión SA226/227 y habilitación de vuelo instrumental, IR(A). La licencia, las habilitaciones y el correspondiente certificado médico estaban todos en vigor. Su experiencia era de 2.858 h, de las cuales 2.337 h las había realizado en el tipo.

El copiloto tenía 28 años y también contaba con la licencia de piloto de comercial de avión CPL(A), la habilitación de tipo del avión SA226/227 y habilitación de vuelo instrumental, IR(A). Igualmente tenía en vigor la licencia, las habilitaciones y el certificado médico. Su experiencia era de 1.810 h, y de ellas 1.610 h las había realizado en el tipo.

1.3. Información de la aeronave

El avión SWEARINGEN-SA TC METRO II fue fabricado en 1975 con número de serie AT-038 y montaba dos motores turbohélice GARRET TPE-331-3U-303G.

Había pasado todas las revisiones de mantenimiento, siendo la última de ellas el 20 de diciembre de 2010, cuando contaba con 10.735 h.



Figura 2. Fotografía del avión

1.3.1. Información sobre el funcionamiento del sistema eléctrico

El avión está equipado con un sistema de alimentación de corriente continua (DC) y otro de corriente alterna (AC). Está protegido contra sobretensiones y sobrecargas por un sistema de tres buses de tres segmentos, de los cuales dos son para elementos esenciales y el tercero para los elementos no esenciales. Cualquiera de los tres buses puede ser desactivado. Los circuitos son redundantes y aseguran el funcionamiento de todos los sistemas esenciales y de emergencia, tanto eléctricos como electrónicos.

El esquema de distribución de corriente continua se muestra en la figura 3. El bus de la batería es el punto central de distribución de potencia. Cada batería está conectada, a través de un relé («battery relay»), al relé de bus de la batería («battery bus relay»), y a través de éste al bus de la batería. La energía suministrada a cada bus de elementos esenciales es controlada por un interruptor de 225 A, y la del bus de elementos no esenciales por uno de 150 A. Cada generador suministra potencia al bus de la batería a través de un circuito limitador de 325 A. La energía suministrada a cada bus es distribuida a los interruptores de circuito mediante pequeños bus de barras.

Hay nueve sistemas esenciales que normalmente están conectados al bus esencial izquierdo, los cuales pueden ser transferidos de un bus a otro. Estos sistemas son el

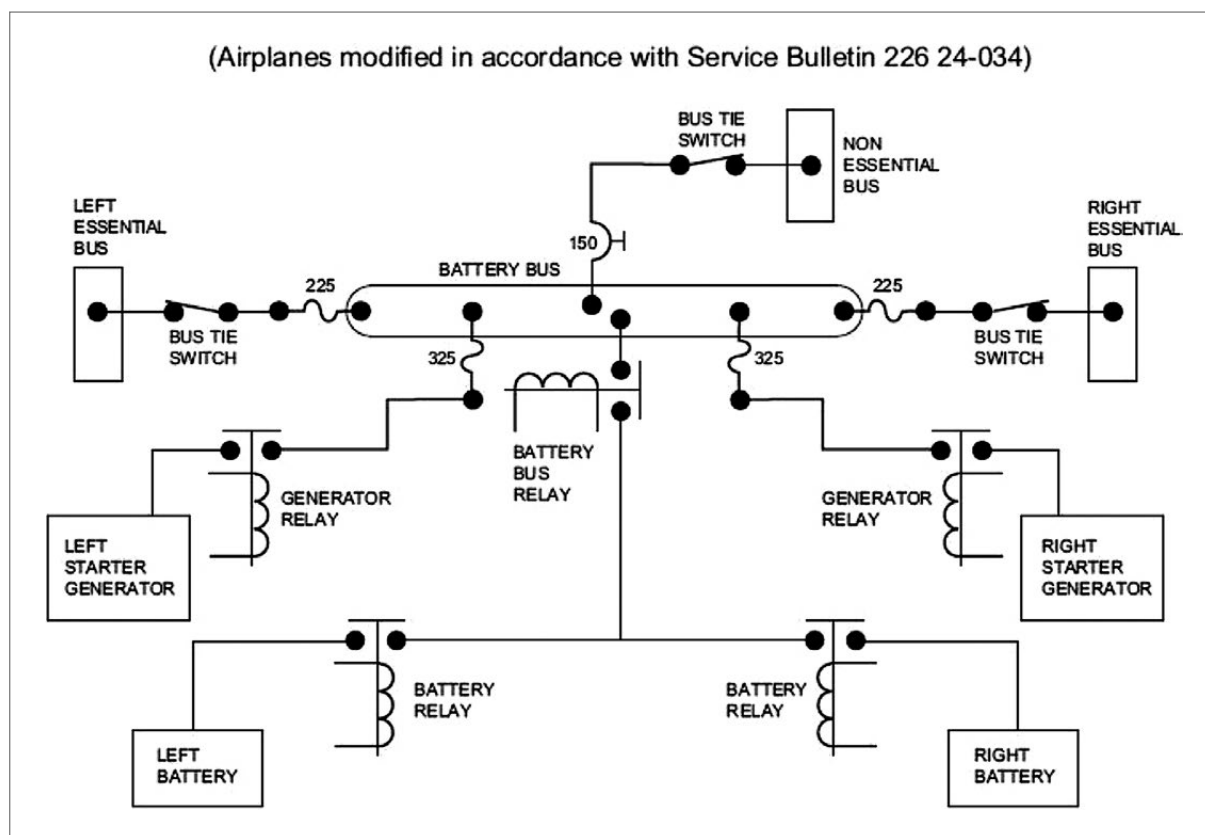


Figura 3. Esquema simplificado del bus de corriente continua (DC)

encendido e indicación en el lado del piloto, válvula de transferencia de combustible, tren de aterrizaje y posición de los flaps, mecanismo de movimiento de las superficies, calefacción de la entrada de aire izquierda, calefacción de la entrada de aire derecha, calefacción del parabrisas del piloto, depósito de presión de cabina y control del tren de aterrizaje.

La distribución de corriente alterna (AC) se realiza por medio de dos inversores de 600 va., que son seleccionables por el piloto, y que van situados en el panel del lado del copiloto (véase figura 4). La potencia que suministran cada uno de ellos viene del bus del lado correspondiente, y es controlada por un relé. No se puede suministrar potencia a mediante los dos inversores a la vez.

La alimentación de los instrumentos se realiza con corriente alterna con una tensión de 115 V o a 26 V.

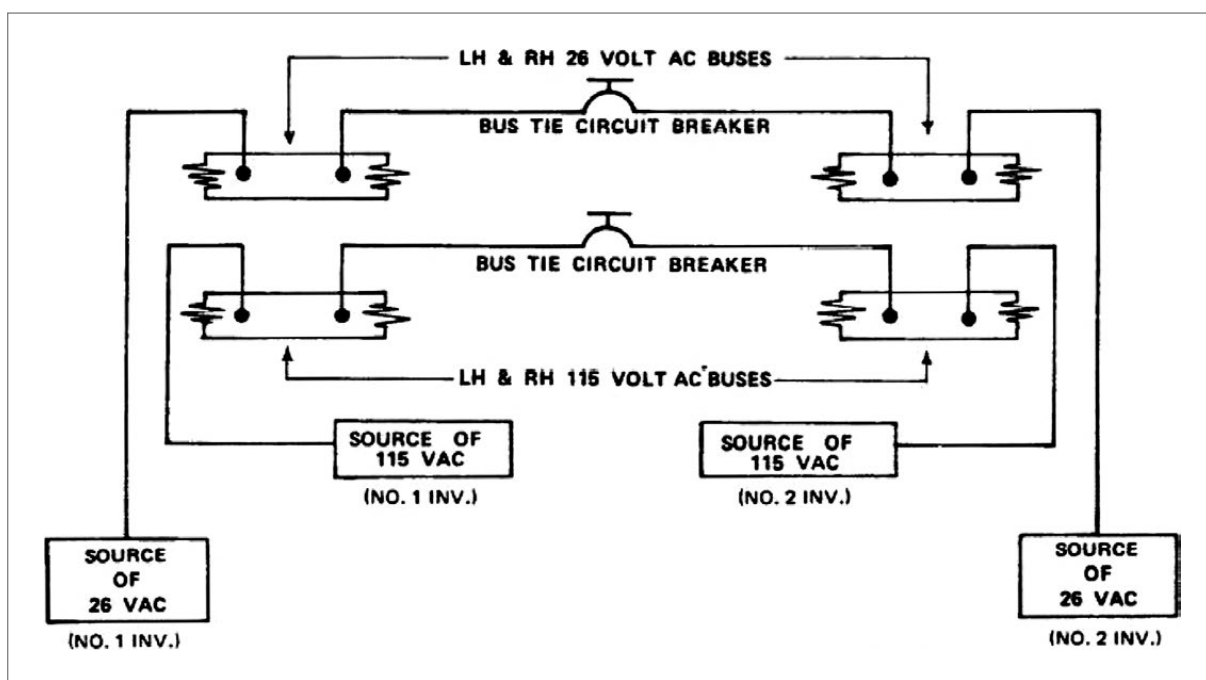


Figura 4. Esquema simplificado del bus de corriente alterna (AC)

1.3.2. Información sobre el tren de aterrizaje. Procedimiento de despliegue en emergencia

El avión está equipado con un tren triciclo retráctil que incorpora amortiguadores de aire y aceite, y ruedas dobles. El tren principal se aloja en la estructura del ala y se retrae hacia delante. La rueda delantera también se retrae hacia delante y se aloja delante del mamparo cortafuegos.

La palanca de tren está situada en el pedestal de la cabina y toma la corriente de 28 V. de CC de alguna de las barras esenciales de cualquiera de los dos buses (izquierdo o derecho) a elección del piloto. La válvula selectora está montada debajo de la unidad de potencia hidráulica, en el alojamiento de la rueda izquierda del tren. En el proceso de retracción, al actuar sobre la válvula, se activan los actuadores hidráulicos que hay en cada pata, y en la extensión se actúa directamente sobre el de la pata izquierda. Para su uso en emergencia existe una bomba manual que impulsa el actuador derecho.

Cuando las tres patas están completamente retraídas quedan sujetas por un gancho. Al retraerse la última de ellas, se desconecta la energía eléctrica de la válvula selectora, y el sistema hidráulico se deshabilita.

Cuando se pierde la energía eléctrica del avión, la extensión del tren se tiene que realizar en emergencia mediante una bomba manual. El sistema hidráulico tiene almacenado en reserva un 25% de líquido hidráulico para la operación manual.

1.4. Información sobre el aeropuerto

El aeropuerto de Barcelona (LEBL) tiene tres pistas, designadas como 02-20, 07L-25R y 07R-25L. Las dos primeras se cruzan (véase fotografía de la figura 5)².

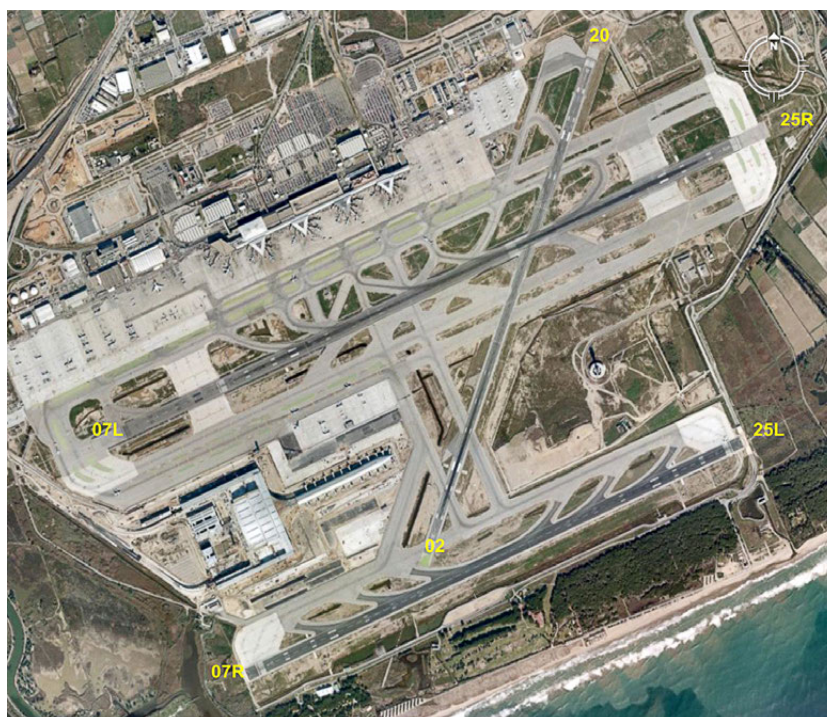


Figura 5. Fotografía aérea del aeropuerto

² Imagen tomada de Google Earth.

Las tres pistas tienen 45 m de anchura. La longitud de la pista 02-20 es 2.645 m, la de la pista 07L-25R es 3.472 m, y la de la pista 07R-25L es 2.780 m.

La reglamentación local del aeródromo recogida en el AIP en la fecha del incidente establecía un «procedimiento de fallo de comunicaciones aeroterrestres de la aeronave», el cual contempla varios supuestos. No obstante no existe ningún procedimiento que contemple el colapso total del sistema eléctrico, que afecte a todo tipo de sistemas más allá de las comunicaciones.

1.5. Información meteorológica

El METAR de las 16:30 en el aeropuerto de Barcelona era el siguiente:

METAL LEBL 211430Z 24013KT 9999 FEW030 15/05 Q1015 NOSIG

Su información indicaba viento de dirección 240° y velocidad 13 kt, buena visibilidad horizontal nubosidad escasa a 3.000 ft, La temperatura era de 15 °C y el punto de rocío de 9 °C. El QNH era de 1.015 hPa, condiciones estas que se correspondían con las de vuelo visual.

1.6. Información facilitada por la tripulación

La tripulación informó de que no había ninguna avería previa anotada en el registro técnico de la aeronave.

En el momento en el que surgió la avería estaban próximos a RUBOT con nivel de vuelo 080, y la detectaron porque comprobaron que los amperímetros no marcaban y que el nivel de carga de las baterías había disminuido. Previamente sufrieron fallos en la radio y un mal funcionamiento de los elementos de aviónica en general que fueron perdiendo progresivamente, siendo el horizonte artificial del copiloto y el GPS los últimos en dejar de funcionar.

Al detectar la avería se cambió el inversor, se rearmó el sistema eléctrico de acuerdo con el manual de vuelo (apagar generadores, reducir la carga eléctrica, comprobar los disyuntores, comprobar y resetear el generador izquierdo y a continuación lo mismo con el generador derecho).

Según informaron, tuvieron desde el principio la intención de aterrizar en Barcelona porque estaban más próximos y consideraban que el aeropuerto está mejor dotado en cuanto a ayudas de control y con pistas de mayor longitud por si tenían que hacer un aterrizaje sin utilizar los flaps cuya deflexión se realiza eléctricamente.

El último contacto que tuvieron con los servicios de control fue para autorizarles a aterrizar por la pista 02, aunque eran conscientes de que la configuración que en esos momentos tenía el aeropuerto era la pista 25R para aterrizajes y la pista 25L para despegues. La aproximación a la pista 02 la hicieron en visual.

De acuerdo con sus comentarios, los miembros de la tripulación no estaban seguros del todo de que los servicios de control hubieran parado los tráficos porque vieron a un avión aproximarse hacia a ellos cuando estaban en aproximación a la pista 02. No obstante, ese fue el único tráfico que vieron hasta la toma final.

Frustraron la aproximación porque cuando estaban situados encima del umbral vieron como se encendían las luces de indicación de tren inseguro, cosa que les pareció extraña porque el sistema eléctrico del avión estaba inutilizado. Por tal motivo extendieron el tren de aterrizaje en emergencia.

La operación en la pista 02 es habitual para las tripulaciones del Operador debido a la actividad que realizan normalmente (transporte de carga) y a las horas a las que normalmente suelen operar.

No realizaron el procedimiento de aproximación frustrada a la pista 02 con fallo de comunicaciones porque consideraron que al no disponer de comunicaciones ni de instrumentos de navegación era una maniobra arriesgada ya que ello suponía continuar hasta el punto de salida del TMA ascendiendo hasta la altura mínima de seguridad y mantenerse en ella, por lo que optaron por girar a la derecha para evitar áreas de población y por tener una mejor visión de todo el aeródromo. Finalmente declinaron hacer el circuito para una nueva aproximación a la pista 02 por considerar que como una opción mejor el aterrizaje por alguna de las pistas designadas como 25. Según relataron tenían a la vista el aeródromo en todo momento y decidieron aterrizar por la pista 25L, que estaba configurada para despegues para evitar que el viraje hacia la derecha que hicieron fuera excesivamente cerrado, y también por que vieron tanto la pista como la calle de rodadura libres de tráfico.

Llamaron por teléfono al departamento de operaciones de la compañía y no obtuvieron respuesta. No llamaron a la torre de control porque no conocían el número de teléfono. En la aproximación a la pista 25L seguía la indicación de tren inseguro, pero ellos estaban seguros de que estaba abajo y bloqueado porque habían realizado el procedimiento de emergencia manual correctamente y por la resistencia que ofrecía al avión. Al tomar tierra les costó realizar el guiado del avión porque había quedado inutilizado el sistema de ayuda al guiado («steering»).

Al ser preguntados si estaban satisfechos con la gestión de la emergencia, ambos tripulantes contestaron afirmativamente, como también con la gestión de recursos en cabina (CRM).

Ambos coincidieron también en que se consideraban suficientemente preparados para afrontar una emergencia de este tipo y afirmaron que sin duda mejorarían su formación practicando las emergencias en simulador.

1.7. Inspección posterior al incidente

Después del incidente, el sistema eléctrico del avión fue revisado por personal de mantenimiento perteneciente al Operador, los cuales hallaron fundidos dos limitadores de corriente que actúan como fusibles en la entrega de energía eléctrica desde los generadores de corriente de los motores a la barra principal.

También descubrieron que un terminal de salida del generador del motor derecho estaba muy cercano a la armadura del propio generador.

Los dos limitadores de corriente están diseñados para poder asumir toda la carga eléctrica en caso de fallo de uno de ellos.

Según informó el operador, al día siguiente se realizó una prueba del sistema en vuelo llevando un mecánico a bordo con resultado satisfactorio, por lo que el avión se puso en servicio.

2. ANÁLISIS

2.1. Consideraciones sobre el fallo del sistema eléctrico

Las explicaciones ofrecidas por el Operador sobre el fallo del limitador de corriente derecho son coherentes. Si uno de los terminales de salida del generador se encontraba próximo a la armadura del mismo y entraron en contacto, se pudo producir un cortocircuito que fundió el limitador.

No obstante, la pérdida total de energía eléctrica sobrevino porque se fundieron los dos limitadores de corriente, y se interrumpió el suministro de energía eléctrica entre los generadores de corriente y la barra principal que distribuye la energía eléctrica a los distintos componentes del avión.

Estos limitadores están diseñados para poder asumir toda la carga eléctrica del avión en el caso de fallo de uno de ellos. Por tanto, aunque el limitador izquierdo, tuvo que asumir toda la carga eléctrica del avión no tenía por qué haberse fundido también. Debido al retraso en el conocimiento del suceso, no se pudo realizar una inspección detallada antes de que el avión se pusiera de nuevo en servicio, lo que ha impedido realizar una investigación más exhaustiva sobre el origen del fallo del limitador de corriente izquierdo.

Durante la revisión que realizó el servicio de mantenimiento no se encontraron evidencias que determinasen cuál fue la causa por la que también se fundió el limitador de corriente izquierdo.

2.2. Actuación de los servicios de control

El avión VUELING fue autorizado a despegar 1:16 minutos antes de que el Centro de Control pidiera a la torre del aeropuerto que se pararan todos los tráfico, por lo que no puede achacarse a una falta de coordinación el hecho de que ambos aviones tuvieran una cierta proximidad en el aire.

Aunque no se pudo determinar con exactitud cuál era la separación vertical que tenían, lo cierto es que la separación lateral no fue crítica, y la tripulación del avión en emergencia, que tuvo siempre a la vista a la otra aeronave, no se vio obligada a realizar ninguna acción evasiva. Además, el avión que estaba en despegue estuvo durante todo momento bajo la supervisión de los servicios de control, los cuales tomaron la decisión de desviar al avión que había despegado para alejarlo de la senda de aterrizaje del avión que había declarado emergencia, más de lo que ya estaba.

2.3. Análisis de la operación del avión

De acuerdo con la información facilitada por la tripulación, y con las grabaciones de las conversaciones que mantuvieron con los servicios de control, parece que la tripulación actuó de manera metódica y sistemática.

Hicieron un primer intento de aterrizaje por una pista que no estaba operativa (la pista 02) porque fueron autorizados, y el aterrizaje final lo realizaron por la pista que estaba configurada para despegues (pista 25 L) porque tenían todo el aeropuerto a la vista y comprobaron que no había ningún otro tráfico, evitando así tener que realizar un viraje excesivamente cerrado para aterrizar por la pista 25 R.

En este caso haber realizado un nuevo intento de toma de tierra por la pista 02 realizando el circuito a dicha pista solamente hubiera servido para aumentar el riesgo de la operación.

También se considera que actuaron correctamente cuando hicieron una aproximación frustrada al no tener certeza de que el tren estaba abajo y bloqueado, aplicando el procedimiento de despliegue manual.

Según declararon, al perder las comunicaciones intentaron comunicarse por teléfono con el departamento de operaciones de la compañía sin conseguirlo, pero no llamaron a la torre del aeropuerto porque no conocían el teléfono. En el AIP está publicado el

teléfono del aeropuerto al que no llegaron a llamar. No obstante sería una buena práctica y una medida de precaución muy adecuada llevar consigo el teléfono de la torre de control del aeropuerto o los aeropuertos donde se opera normalmente para poder establecer contacto en el caso de un fallo total en las comunicaciones como ocurrió en este caso.

Se podría pensar que quizás podrían haber hecho algún intento por comunicar con la torre de control llamando al teléfono del aeropuerto, o a través de alguna tercera persona, pero en la situación en la que se encontraban lo más adecuado era «volar el avión» y aterrizar bajo las reglas de vuelo visual como así hicieron.

3. CONCLUSIÓN

El incidente tuvo como causa el fallo total del sistema eléctrico del avión porque se fundieron los limitadores de corriente de los generadores de ambos motores interrumpiendo el suministro de energía eléctrica al resto de componentes del avión.

No se ha podido determinar la causa que originó la avería en los limitadores.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	9 de julio de 2011; 20:30 h local¹
Lugar	Término de Peñaflor (Zaragoza)

AERONAVE

Matrícula	EC-FSH
Tipo y modelo	CASA 1131-E (Bucker Jungmann)
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	ENMASA TIGRE G-IV-A2
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	25 años
Licencia	PPL(A)
Total horas de vuelo	164:05 h
Horas de vuelo en el tipo	13:10 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	

INFORME

Fecha de aprobación	17 de octubre de 2011
---------------------	------------------------------

¹ La referencia horaria del informe es la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del sucesos

La aeronave tipo *Bucker* había despegado del aeropuerto de Zaragoza a las 19:50 h con el objetivo de practicar maniobras de virajes cerrados y pérdidas. Según manifestó el piloto, ya de retorno hacia el punto de notificación «Echo» encontrándose a una altura de unos 600 m AGL, el motor comenzó a fallar. La indicación del tacómetro bajó hasta unas 1.000 RPM que el piloto interpretó como consecuencia del efecto del aire de impacto sobre las palas de la hélice.

El piloto inmediatamente chequeó la posición de la palanca de magnetos confirmando que ambas estaban encendidas. Acto seguido verificó los instrumentos del motor comprobando que las indicaciones de presión y temperatura de aceite así como de presión de combustible eran normales.

Según declaró, a continuación intentó por dos veces el re arranque del motor actuando sobre la bomba manual de combustible y accionando la puesta en marcha sin éxito. No modificó la posición de la palanca de combustible manteniéndola en todo momento en la posición «reserva/cebado».

Ante la imposibilidad de re arrancar el motor optó por realizar una toma de emergencia. Tras la toma de contacto el avión rodó durante los primeros metros por una zona relativamente lisa y con pendiente ligeramente descendente, atravesó un campo de vides y finalmente cayó por un pequeño terraplén sobre un terreno arado capotando y deteniéndose finalmente a unos 200 m de la primera toma de contacto. Según declaró el piloto, la toma se efectuó con el viento de cara.

Algunos testigos declararon que oyeron el ruido del motor momentos antes del aterrizaje.

Como consecuencia del impacto la aeronave sufrió daños importantes en el tren de aterrizaje y ambos planos. Ambas palas de la hélice de madera se rompieron por diversas estaciones desde el encastre hasta las puntas.

El piloto salió en primer lugar y procedió a ayudar a salir al otro ocupante. Ambos resultaron ilesos. A continuación llamaron emergencias (112) y a la torre de control de Zaragoza por para comunicar el accidente.

1.2. Información sobre la aeronave

La Avioneta CASA 1131 es un aparato monomotor biplano, biplaza, con doble mando y equipada con un motor de 125 CV. Esta aeronave puede realizar determinadas figuras acrobáticas como rizados, toneles, resbalamientos de ala o barrenas.

El depósito de gasolina tiene dos salidas que corresponden a las posiciones de «abierto» y «reserva/cebado» de la llave de gasolina. Cuando la llave está en posición «abierto» la toma de gasolina se lleva a cabo por medio de un tubo colgante en el interior del depósito y una bomba acoplada en el motor que asegura la alimentación de combustible en cualquier posición de vuelo. En caso de parada de motor se recomienda modificar la posición de esta palanca.

El carburador no dispone de ningún sistema específico para la acrobacia. Por ello es habitual que durante la realización de algunas figuras acrobáticas se produzcan paradas momentáneas del motor.

Dispone asimismo de una bomba manual de cebado del circuito de combustible que permite el cebado manual durante el arranque.

Un sistema de purga permite la inyección manual combustible directamente en la tubería de admisión procedente de un pequeño depósito. Se utiliza para el arranque del motor en frío, no siendo necesario en caso de motor caliente. Una purga excesiva durante el proceso de arranque puede ahogar el motor siendo entonces necesario girar la hélice en sentido contrario al normal para expulsar el exceso de combustible.

El panel de instrumentos dispone de un indicador de presión y de un indicador de nivel de combustible.

El programa de mantenimiento contempla inspecciones «preliminares» cada 25 h, «básicas» cada 100 h o anualmente y una revisión «general» cada 800 h. El avión había volado unas 7 h desde última revisión de 100 h que se realizó el mayo del 2011. En esta revisión se comprobó la estanquidad de los cilindros y se cambió el aceite del motor. El motor tiene una vida límite de 450 h de las que se habían consumido 111 h.

1.3. Información meteorológica

Los datos recabados indican que el viento dominante en la zona era de componente E. Su intensidad media a la hora del accidente era moderada (unos 12-14 kt). La temperatura exterior era de unos 30 °C.

1.4. Inspección del motor

Se revisó el sistema de encendido comprobando el estado de las magnetos, la apertura de los platinos, salto en las magnetos, conexión a masa, estado de las rampas, así como el aspecto de las bujías sin encontrar nada anormal.

Se comprobó el flujo de combustible hasta el carburador, el estado de los filtros de combustible y la operación de las llaves de combustible. El aspecto del combustible

remanente a bordo era limpio y transparente, del color adecuado sin evidencias de contenido en agua.

El nivel y apariencia del aceite eran adecuados.

El bloque motor no presentaba roturas ni grietas girando libremente sin ruidos ni fricción anormal. Las válvulas de admisión y escape abrían y cerraban correctamente y evidenciaban una correcta lubricación.

Los mandos del motor funcionaban correctamente y sin interrupciones. El recorrido de los mandos en el carburador era adecuado.

2. ANÁLISIS

La investigación no ha podido confirmar la total parada del motor ni ha revelado la existencia defecto mecánico alguno que pudiera originar una pérdida de potencia. Algunos testigos manifestaron que durante su caída creyeron oír ruido del motor. Por otro lado los daños producidos en la hélice son compatibles con un impacto con potencia en el motor, si bien el piloto interpretó que el giro de la hélice fue debido al aire de impacto.

La Bucker no es un avión puramente acrobático. El funcionamiento del carburador puede verse afectado por las aceleraciones durante maniobras bruscas. Las altas temperaturas del día en cuestión también pudieron afectar a la adecuada carburación.

Durante las maniobras anormales es recomendable posicionar la palanca de combustible en «abierta» para asegurar el suministro y en caso de parada de motor se recomienda variar la posición de esta palanca. Durante todo el vuelo la palanca se mantuvo en la posición «reserva/cebado».

La distancia recorrida durante la carrera de aterrizaje superó los 180 m. El piloto manifestó que la toma se realizó con viento de cara y con una ligera pendiente descendente. Sin embargo los datos de viento de las dos estaciones próximas indican que el viento dominante en la zona era probablemente de componente E y por tanto en sentido de la toma. Si la aeronave no estaba aproada al viento, la velocidad de la aeronave en el momento de contacto con el terreno habría sido sensiblemente superior a la adecuada para un aterrizaje de estas características. Esto, junto con la pendiente descendente, explicaría la distancia recorrida por la aeronave sobre un terreno irregular donde la fricción debería favorecer una parada rápida.

La experiencia del piloto era limitada tanto en horas totales de vuelo como fundamentalmente en el tipo de aeronave (13 h). La realización de maniobras fuera de un vuelo convencional (despegue, crucero y aterrizaje) aconseja contar con una

experiencia de la que el piloto carecía. Asimismo la experiencia del piloto es un factor a tener en cuenta en la adecuada interpretación de la pérdida de potencia y posterior tratamiento de la emergencia.

3. CONCLUSIONES

La investigación no ha revelado ningún defecto mecánico que explique la pérdida de potencia relatada por el piloto.

La limitada experiencia del piloto se considera un factor contribuyente al accidente, que pudo afectar por un lado, a su interpretación y posterior gestión de la presunta anomalía surgida en el motor y por otro, a la elección de la zona para la toma y ejecución de la correspondiente maniobra de aterrizaje.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-041/2008	31-10-2008	EC-HJQ	Boeing 737-800	Lanzarote Airport	115
IN-018/2009	02-08-2009	G-CPEM	Boeing 757-236	On approach to Barcelona Airport ..	159
IN-003/2010	30-01-2010	EC-IJI	Piper PA-28-R 200 "Cherokee Arrow II"	Malaga Airport	175

Foreword

This Bulletin is a technical document that reflects the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances of the accident object of the investigation, and its probable causes and consequences.

In accordance with the provisions in Article 5.4.1 of Annex 13 of the International Civil Aviation Convention; and with articles 5.5 of Regulation (UE) n° 996/2010, of the European Parliament and the Council, of 20 October 2010; Article 15 of Law 21/2003 on Air Safety and articles 1, 4 and 21.2 of Regulation 389/1998, this investigation is exclusively of a technical nature, and its objective is the prevention of future civil aviation accidents and incidents by issuing, if necessary, safety recommendations to prevent from their reoccurrence. The investigation is not pointed to establish blame or liability whatsoever, and it's not prejudging the possible decision taken by the judicial authorities. Therefore, and according to above norms and regulations, the investigation was carried out using procedures not necessarily subject to the guarantees and rights usually used for the evidences in a judicial process.

Consequently, any use of this Bulletin for purposes other than that of preventing future accidents may lead to erroneous conclusions or interpretations.

This Bulletin was originally issued in Spanish. This English translation is provided for information purposes only.

Abbreviations

00°	Degrees
00 °C	Degrees centigrade
AAL	Above Aerodrome Level
AC	Alternate Current
ACJ	Advisory Circular Joint
AD	Airworthiness Directive
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea – State Aviation Safety Agency
AIP	Aeronautical Information Publication
AOC	Air Operator Certificate
APU	Auxiliary Power Unit
ASDA	Accelerate-Stop Distance Available
ATC	Air Traffic Control
ATIS	Automatic Terminal Information Service
ATPL	Airline Transport Pilot License
ATPL(A)	Airline Transport Pilot License (Aircraft)
BGE	Backup Gear Extender
CAMO	Continuing Airworthiness Maintenance Organization
CAVOK	Ceiling And Visibility OKay
cm	Centimeter(s)
CPL(A)	Commercial Pilot License (Airplane)
CRM	Crew Resource Management
CTR	Control Zone
CVR	Cockpit Voice Recorder
DA	Decision Altitude
DC	Direct Current
DFDR	Digital Flight Data Recorder
DGAC	Dirección General de Aviación Civil – Spanish Directorate General for Civil Aviation
DH	Decision Height
DME	Distance Measuring Equipment
DU	Display Units
EEC	Electronic Engine Control
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System
EICAS	Engine Indications and Crew Alert System
FA	Flight Attendant
FAA	Federal Aviation Administration (USA)
FAF	Final Approach Fix
FCOM	Flight Crew Operating Manual
FCTM	Flight Crew Training Manual
FDM	Flight Data Monitoring
FDR	Flight Data Recorder
FI(A)	Flight instructor rating
FL	Flight Level
FMC	Flight Management Computer
FO	First Officer
FODQ	Flight Operational Quality Assurance
fpm	Feet per minute
FSEU	Flaps/Slats Electronic Unit
ft	Feet
ft/min	Feet per minute
g	Gravity acceleration
GPWS	Ground Proximity Warning System
GS	Ground Speed
h	Hour(s)
HAT	Height Above Touchdown
HIL	Hold Item List

Abbreviations

HP	Horse Power
hPa	Hectopascal(s)
IAF	Initial Approach Fix
IAS	Indicated Airspeed
IATA	International Air Transport Association
ICAO	International Civil Aviation Organization
IFR	Instrument Flight Rating
ILS	Instrumental Landing System
IMC	Instrument Meteorological conditions
IOSA	IATA Operational Safety Audit
IR(A)	Instrument flight Rating (Airplane)
JAR-FCL	Joint Aviation Regulations for Flight Crew Licensing
KIAS	Knots Indicated Air Speed
kg	Kilogram(s)
km	Kilometer(s)
kt	Knot(s)
l	Litre(s)
L	Left
LDA	Landing Distance Available
LEGT	Getafe Aerodrome
LEMG	Málaga Airport
LEMT	Casarrubios del Monte Aerodrome
LNAV	Lateral navigation
LT	Local Time
m	Meter(s)
MDA	Minimum Decision Altitude
MDH	Minimum Decision Height
MEP	Multi-Engine Pilot
METAR	Meteorological Aerodrome Report
MHz	Megahertz
mm	Milimeter(s)
mph	Miles per hour
MSL	Mean Sea Level
N	North
N/A	Not available
NM	Nautical Miles
NOTAM	Notice to Airmen
NPRM	Notice of Proposed Rule Making
OM	Operations Manual
OPS	Operations
P/N	Part Number
PAPI	Precision Approach Path Indicator
PF	Pilot Flying
PM	Pilot Monitoring
psi	Per square inch
QFE	Atmospheric pressure at field elevation
QNH	Atmospheric Pressure (Q) at Nautical Height
QRH	«Quick Reference Handbook»
R	Right
RA	Radioaltitude
RCA	Air Traffic Regulations
RESA	Runway End Safety Area
ROD	Rates of Descent
ROM	Reduced Operations Manual
rpm	Revolutions Per Minute
RWY	Runway

Abbreviations

S/N	Serial Number
SB	Service Bulletin
SEP	Single-Engine Pilot
STAR	Standar Arrival
SW	Southwest
SWY	Stopways
TCM	Teledyne Continental Motors
TLA	Throttle Lever Angle
TOD	Top Of Descent
TWR	Aerodrome control tower
UTC	Coordinated Universal Time
V	Volts
V/S	Vertical Speed
VFR	Visual Flight Rating
VHF	Very High Frequency
VMC	Visual Meteorological Conditions
VNAV	Vertical navigation
VOR	VHF Omnidirectional Range
Vref	Landing Reference speed

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	31 October 2008; 07:15 UTC
Site	Lanzarote Airport

AIRCRAFT

Registration	EC-HJQ
Type and model	BOEING 737-800 S/N: 28387
Operator	Air Europa

Engines

Type and model	CFM 56-7B
Number	2

CREW

	Captain	Copilot
Age	50 years old	35 years old
Licence	ATPL(A)	ATPL(A)
Total flight hours	14,330 h	3,818 h
Flight hours on the type	8,388 h	806 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			6
Passengers			74
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Damage to all landing gear tires
Third parties	Two approach lights on the opposite threshold

FLIGHT DATA

Operation	Commercial air transport – Passenger – Non-scheduled
Phase of flight	Landing

REPORT

Date of approval	17 October 2011
------------------	-----------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The day before the incident, the crew had started its duty period in the evening in Lanzarote at 20:40¹ to fly the ACE-GLA-ACE (Lanzarote-Glasgow-Lanzarote) route. They had taken off at 22:01, a few minutes after the scheduled departure time. The flight to Glasgow was uneventful. From there they took off once more at 03:15 for Lanzarote with 74 passengers onboard. The flight callsign was UX-196 and the flight was scheduled to last 4 hours and 19 minutes. On this second leg the copilot (FO) was the pilot flying (PF). The climb and cruise flight phases at Flight Level (FL) 390 transpired without incident.

Four minutes before initiating the descent to Lanzarote, the captain was resting in his seat while the FO listened to the Lanzarote ATIS (Automatic Terminal Information Service), which reported that runway 03 was in use and that weather conditions were good.

Shortly thereafter they were cleared by Casablanca Control to descend to FL250 and to change frequency to Canaries Control, who in turn cleared them to continue descending to FL130 and proceed on STAR (standard arrival) TERTO 1P, as specified in the flight plan and whose information had been input into the flight management computer (FMC). The descent was started in automatic mode from the TOD (top of descent), as calculated by the FMC. Immediately afterwards the FO held a detailed approach briefing for runway 03.

Once at FL210, they were transferred to the Canaries Approach frequency. The FO changed frequency and, at the captain's request, asked about the possibility of using runway 21. About two minutes later they were cleared to proceed to the fix at mile 11 on the runway 21 final at Lanzarote. At that time they were at an altitude of 14,600 ft and 30.5 nautical miles (NM) away from the runway 21 threshold.

The FO then started to reprogram the FMC, but had difficulty finding the point to which they had been routed, which resulted in a delay of almost two minutes. In the meantime, the captain prompted him to descend more, though at no time did he himself manipulate any of the airplane's controls.

They were 21 NM from the runway 21 threshold and had an indicated airspeed (IAS) of 315 kt when they reached the altitude of 10,000 ft.

During the last 1,000 ft, the enhanced ground proximity warning system (EGPWS) was repeatedly issuing "SINK RATE", "PULL UP" and "TOO LOW TERRAIN" warnings.

¹ All times in this report are in UTC unless otherwise specified. UTC was the same as local time (LT) in the Canaries on the date of the incident.

They flew over the runway 21 threshold at a radioaltitude (RA) of approximately 180 ft, with an IAS of 175 kt ($V_{ref}+41$) and the flaps deployed to an intermediate position of 25° , as a result of the “flap load relief” mechanism.

As the captain stated later, he realized that the landing was going to be long and that the runway was wet. That is why he decided to increase the selected thrust on the autobrake system from the number 2 position that was initially set to the maximum (MAX) position.

After a prolonged flare, the airplane touched the runway at about its halfway point, some 1,300 m from the 21 threshold and at a speed of 157 kt ($V_{ref}+23$).

The autobrake was disengaged five seconds after touchdown. Maximum manual braking was applied from that point on.

The reversers were not engaged until 13 seconds after touchdown, and the engines were unable to reach sufficient rpm's until the airplane had practically come to a full stop.

The airplane ran off the end of the runway at a ground speed (GS) of 51 kt and traveled over the 60 m of the stopway, before stopping approximately one meter away from the 03 threshold jet blast barrier, alongside the airport's perimeter fence.

The control tower immediately alerted emergency services, which quickly arrived at the airplane's location, though their intervention was not necessary.

The passengers disembarked via the aft left door (L2) using an external ladder, after which they were then taken to the airport terminal. None of them required medical assistance.



Figure 1. Final aircraft position



Figure 2. Damage to the nosewheel landing gear

The material damage was limited to the airplane's tires, which had to be replaced following an inspection by the airline's own maintenance personnel, and to two landing approach lights on the opposite threshold.

1.2. Personnel information

The crew had valid licenses, was properly qualified for the flight assigned and their rest time prior to their duty period had exceeded the minimum required.

1.2.1. *Flight preparations*

The members of the crew met as scheduled at the Lanzarote Airport at 20:40 on 30 October, to fly the scheduled route ACE-GLA-ACE. The FO reported arriving a little earlier, as was his custom, to review the flight dispatch information in detail.

During the flight preparation it was decided that the captain would be the PF for the ACE-GLA leg, with the FO flying the return leg.

1.2.2. *Duty and rest periods*

The captain had rested for 22 h prior to the flight, while the FO had rested for 31 h.

Regulation 859/2008 (EU-OPS) was published on 20 August 2008. Subpart Q of said statute regulates crew duty and rest periods differently from the regulation that had been in effect until then, namely Operating Circular 16 B of Spain's Directorate General for Civil Aviation (DGAC). When the crew met at the airport, the captain had doubts concerning the legality of their scheduled activity in light of the new regulation, as a result of which he inquired with the airline, which confirmed that the activity was scheduled to last 10 hours and 30 minutes, below the maximum authorized of 11 hours and considering that the entirety of the activity would take place within the circadian rhythm phase of lowest performance.

During the return flight to Lanzarote, the captain had been resting in his seat for about 40 minutes prior to initiating the descent while the FO listened to the Lanzarote ATIS through the cockpit speakers.

1.2.3. *CRM (Crew Resource Management) training received by the pilots*

Both pilots had received CRM training provided by the company's own instructors following a DGAC-approved model. This training was provided annually.

During the CRM courses provided by the airline over the three previous years, the training received by the captain had emphasized the following topics: analysis of accident statistics, threats, errors, barriers, situational awareness, the error chain, notechs (no technical skills), stress management, communicating with the passenger cabin, automation, leadership, assertiveness, teamwork and decision making.

The FO had received his initial training at the airline in 2007, covering basic concepts involving CRM, safety culture and the company's approach to these areas. He received specific training on decision making, leadership, team concept, assertiveness, notechs, automation and communications. The following year he received the same training as the captain.

These courses are organized in workshops with instructor-led debates and practical exercises.

1.3. **Aircraft information**

1.3.1. *General*

The Boeing 737-85P aircraft, registration EC-HJQ, was manufactured in the year 2000 and had 30,677 flight hours and 14,740 cycles. It had Airworthiness Certificate no.

4617, valid until April 2009. A check of its recent record of malfunctions did not show any repeated or significant malfunctions, while the Hold Item List (HIL) had only item involving an intermittent fault in one of the display units (DU).

The investigation did not reveal any signs of a malfunction in any of the aircraft's systems during the incident flight.

According to the flight's load sheet, the aircraft had a planned landing weight of 53,510 kg, the maximum authorized being 66,360 kg. The landing weight recorded on the flight data recorder was 54,000 kg.

The landing reference speed (V_{ref}) at this weight for a 30° flap deflection was 134 kt.

1.3.2. *Idle modes for the Boeing 737/800 engine*

Low rpm operations on the B733-800 engine have three idle modes, adapted to different flying conditions.

Whenever the throttle lever is placed in the idle position, the electronic engine control (EEC) automatically selects the ground idle, flight idle or approach idle, depending on the phase of flight.

Ground idle is selected for ground operations and flight idle for most flight phases. Approach idle is selected if the flaps are in a landing configuration or if anti-ice is turned on for both engines.

For the same indicated airspeed and altitude, N1 and N2 % RPM will be higher for approach idle than for flight idle. This higher RPM setting improves engine acceleration in the event that the pilot is forced to carry out a go around maneuver.

Approach idle is in effect until after touchdown, after which ground idle is selected.

In flight, if a fault keeps the EEC from receiving flap or anti-ice indications, approach idle is selected when below 15,000 feet MSL.

1.3.3. *Flap load relief*

In order to protect the flaps from excessive aerodynamic loads at high airspeeds, the flaps/slats electronic unit (FSEU) provides a flap load relief function, which is only in operation for flap positions of 30° and 40°.

When 40° flaps are selected, the system retracts them to 30° if the indicated airspeed is above 163 kt, re-extending them when the indicated airspeed drops below 158 kt.

When 30° flaps are selected, the system retracts them to 25° if the indicated airspeed exceeds 176 kt and re-extends them when the indicated airspeed drops below 171 kt. The flaps lever is not moved in either case, though the flaps indicator does show the actual position of the flaps (retracted and re-extended).

1.3.4. *Landing distances*

The tables published by Boeing in its QRH, titled "Normal Configuration Landing Distances", show that with the flaps down 30°, a dry runway, maximum manual braking and for the airplane's actual weight and speed values at landing, the landing distance (measured from 50 ft above the threshold) is 1,025 m. The corresponding landing run (measured from the contact point with the runway) is 720 m.

If instead of maximum continuous manual braking we consider the maximum automatic braking conditions under which this landing started, the resulting landing run is 965 m.

According to Boeing 737 FCTM "Flight Crew Training Manual", the maximum braking landing distances included in the QRH must not exceed the 60% of the real available distance, in order to provide adequate safety margins. Considering this, the minimum required runway length would be 1,712 m. Lanzarote runway is 2,400 m long, thus it exceeds in more than 700 m the minimum runway length required for this type of aircraft.

1.4. **Meteorological information**

Visual meteorological conditions (VMC) prevailed during the approach to Lanzarote Airport.

The last aviation routine weather report (METAR) issued prior to the aircraft's landing, at 07:00, indicated variable winds at 2 kt, visibility in excess of 10 km, few clouds at 2,500 ft, scattered at 10,000 ft, a temperature of 18° C, dew point of 14° C and a local atmospheric pressure at sea level (QNH) of 1,014 hPa.

The 06:30 METAR did not report any significant weather events.

The 06:00 METAR indicated rain on present weather.

At the time the landing was authorized, the wind was shifting to 280° and its speed was 8 kt.

A check of the precipitation table provided by the airport's weather office revealed that 7 mm (7 l/m²) of rain had fallen between 05:40 and 06:00, while a negligible amount

(less than 1 mm) had fallen between 06:00 and 06:10. No more rain fell at the airport until after 13:00.

The statements from both members of the flight crew and from other airport personnel indicated that water had caused the runway surface to change color. A cloud of pulverized water also appeared as a result of the airplane's wheel contacting the runway surface. It was thus still damp or wet when the airplane landed.

1.5. Communications

A transcript of the tape made by the Lanzarote Tower was available to investigators. Additionally, the airplane's cockpit voice recorder (CVR) contained all of the conversations held between the crew and air traffic control (ATC) in Casablanca, Canary Islands and Lanzarote and with the airline operations office.

The quality of the communications was good at all times.

A summarized timeline of the communications, along with certain significant data of the flight path as obtained from the flight recorders, is given in 1.7.

1.6. Aerodrome information

The Lanzarote Airport is an ICAO (International Civil Aviation Organization) category 4E international civil airport. It is located 5 km southwest of Arrecife at an elevation of 47 ft and its single runway, 03-21, has a length of 2,400 m and a width of 45 m.

At the date of the accident, the airport had two stopways (SWY) at either end of the runway measuring 60 × 45 m, but it didn't have Runway End Safety Area (RESA). The objective of this RESA is to provide a protection zone beyond the strip and the stopping zones, thus reducing the damage risk to a plane landing too long or too short.

Later on, on October 2010, as it is reflected in its pertinent AIP amendment, the stopping zones were eliminated in order to adapt the strip dimensions to the ICAO requirements. This led to reduce the Accelerate-Stop Distance Available (ASDA).

A new AIP amendment, introduced in April 2011, stated the adding of a RESA at the runway 21 end.

Presently, the 03 end does not feature a protection zone yet, but this deficiency has been detected by AENA, which has foreseen to displace the 03 end, modifying its beacons and pavement in order to have a RESA also at the end of this runway. The investment for the works is already approved and the estimated date for its termination is October 2012.

With the existing configuration on the accident day, the stated landing distance available (LDA) in both directions was 2,400 m.

Runway 21 has a negative 0.5% gradient for the first 1,850 m and a 0.01% gradient for the remaining 550 m.

The AIP states that runway 03 will be preferentially used anytime the tailwind component does not exceed 10 kt and the braking efficiency is good.

Runway 03 has a standard 3° VOR DME ILS approach.

Runway 21 only has a VOR approach (identifier LTE, located within the airport), whose information is attached as Appendix A. The approach path deviates by 13° with respect to the runway and is at a 3.71° (6.48%) slope due to the presence of obstacles. This slope is significantly greater than the standard 3° (5.24%) and often requires rates of descent (ROD) close to or in excess of 1,000 ft/min.

Runway 21, which was used to land, has a simple 420-m long approach lighting system, threshold identification lights, a 3.7° precision approach path indicator (PAPI) and lighting for the runway centerline, edge and ends.

The Lanzarote ATIS information received by the crew shortly before initiating the descent at 06:50 indicated runway 03 as being in use, a transition level of 70, a 3-kt wind in the touchdown zone varying from 200 to 270°, visibility in excess of 10 km, few clouds at 1,800 ft and broken at 9,000 ft, a temperature of 18 °C and dew point of 14 °C, a QNH of 1,014 hPa and an atmospheric pressure at field elevation (QFE) of 1013 hPa.

1.7. Flight data recorders

Both the cockpit voice (CVR) and the digital flight data (DFDR) recorders were recovered in good condition and found to have recorded the last several hours of the airplane's flight.

The CVR recording lasted two hours and had stopped five minutes after the stoppage of the no. 2 engine, as it was configured to and despite the aircraft being energized by the auxiliary power unit (APU).

The DFDR had recorded discrete and continuous values for over 600 flight parameters. The duration of the recording was in excess of 25 hours. Only the data for this flight's descent and landing phases were analyzed in detail.

1.7.1. *Synchronized timeline of the information on the recordings*

The timeline that follows is intended to provide greater insight into the incident and shows the recordings of the radio communications along with the most relevant

information from the CVR and important FDR data. Also included is the airplane's distance from the runway 21 threshold, calculated using the radar traces provided by the Canaries Approach Control Center.

06:50:08

The airplane was cruising at FL 390.

The Lanzarote ATIS is heard on the cockpit speaker: "06:50 RWY in use 03, Transition level 70, wind touch down zone variable 3 kt, variable between 200 and 270 degrees, visibility 10 km or more, clouds few at 1,800 ft broken 9,000 ft temperature 18° dew point 14, QNH 1,014, QFE 1,013, report Lanzarote ATIS information A".

06:54:16

Still cruising at FL 390.

The FO, speaking to the captain, says "still alive" and after a brief exchange with ATC, asks: "Can you take over while I use the restroom for a bit?".

06:54:21

Cruising at FL 390.

Casablanca Control clears flight Air Europa 196 (UX196) to descend to FL 250, but the FO requests permission to stay at FL 390 for a further 20 NM, which the controller grants, leaving the start of the descent to his discretion. The FO replies that he would call when leaving FL 390.

06:57:55

Leaving FL 390.

Coinciding with the start of the descent, Casablanca Control instructs UX196 to contact Canaries on 129.1 MHz.

06:58:24

Descending through FL 379.

Canaries Control clears UX196 to descend to FL 130 and proceed with standard arrival TERTO 1P.

06:58:38

Descending through FL 373.

The FO starts a detailed briefing in which he reviews the TERTO 1P standard terminal arrival route (STAR) for the runway 03 ILS approach. He also reviews the airport chart, mentioning the lights available, landing distances, etc., in addition to going over the fuel remaining and his intention to conduct the maneuver "calmly" in LNAV (lateral navigation) mode.

The captain adds during this briefing that there is a 3° PAPI.

The FO continues by noting the absence of any aeronautical information notices (NOTAMs) affecting them and by stating that the descent is programmed into the FMC at 280 kt/0.78 Mach. He continues by mentioning certain anomalies he had noted on one of his display units while the captain was resting.

07:04:28

Descending through FL 223, IAS 273 kt.

Between now and 07:06:00, the captain is talking via VHF 2 with the handling agent in Lanzarote, informing him of their 07:22 estimated arrival time, requesting three wheelchairs and inquiring about a ticket he needs on arrival to continue on a deadhead trip to Las Palmas.

07:04:56

Descending through FL 213, IAS 275 kt.

Canaries Control requests UX196 to contact Approach on 129.3 MHz.

07:05:06

Descending through FL 209, IAS 273 kt, 47 NM from runway 21.

The captain tells the FO: "just out of curiosity, ask him how the wind for runway 21 is" (garbled) "I don't think they'll let us, but anyway...".

The FO asks Approach "How's it looking for landing in runway 21 in Lanzarote?".

07:05:26

Descending through FL 202, IAS 273 kt, 45 NM from runway 21

Canaries Approach replies: "Europa 196, radar contact, descend to FL 80, speed at your discretion for now... initially I have traffic for 03, but I'll let you know in a moment".

The FO is heard talking to the captain: "he says there's traffic for 03 but he'll let us know, I'm putting 220 and 5,000 on LTE, it's going to pitch down a bit now...".

07:07:29

Descending through FL 155, IAS 283 kt, 32 NM from runway 21.

The FO notes: "The thing is if we head for 21, I have nothing planned, so if they end up giving it to me... I'm going to laugh".

07:07:51

Descending through FL 146, IAS 284 kt, 30 NM from runway 21.

Canaries Approach calls UX196: "Europa 196 you may proceed to the mile 11 fix, runway 21 to land on 21, continue descent to 5,000 ft, QNH 1,014".

07:08:12

Descending through FL 138, IAS 280 kt, 28 NM from runway 21.

The FO is heard saying out loud in intermittent sentences what he is inputting into the FMC.

The captain tells the FO, "start descending a lot more, start descending now, set vertical speed 3,500, cause if not...".

07:08:42

Descending through FL 126, IAS 286 kt, 26 NM from runway 21.

The FO asks the captain in a troubled voice, "we're going here, to mile 11, right?". The captain replies, "mile 11, yes". The FO again asks "There?", and the captain replies, "I don't know, but descend".

07:08:54

FL121, IAS 289 kt, 25 NM from RWY 21.

The FO states, "No, no, something's not right here... we're already heading for mile 11, ah... no...". The captain replies, "Set 4,000 for now", adding shortly afterward, "Here, to this point".

07:09:13

FL110, IAS 303 kt, 23 NM from RWY 21.

Canaries Approach calls UX196 to clear its descent to 3,000 ft.

07:09:26

Descending through FL102, IAS 313 kt, 22 NM from runway 21.

The FO once more asks, "What point are we going to? I'm not seeing this point at mile 10, mile 11, it has to be F". The captain replies, "CD21", and the FO, in a relieved voice, says "CD21, ok, that makes sense! Of course, I thought something was off!".

07:09:52

Descending through FL 092, IAS 311 kt, 19 NM from runway 21.

The captain instructs the FO "a bit of speedbrake, cause if not...".

07:10:05

Descending through FL 087, IAS 307 kt, 18 NM from runway 21.

The FO requests the "descent & approach checklist".

07:10:09

Alt. 8,500 ft, IAS 305 kt, 17 NM from RWY 21.

Canaries Approach clears UX196 to make direct VOR approach to Lanzarote runway 21.

07:10:33

Alt. 7,800 ft, IAS 286 kt, 15 NM from RWY 21.

The captain asks the FO, "How's it look? OK?", to which the FO replies "Let's get to it! I'm going to slow down first, if not, forget it... ok?".

The captain adds: "Are you doing it in VNAV (vertical navigation mode)?" The FO replies, "I'll probably do it conventionally, but, yeah, LNAV, if we're cleared, right? Cleared then, I'm putting in the minimums which are 1,700, right? And... VNAV... and we're off. What's this say? 'Unable next altitude' OK."

07:11:22

Alt. 6,800 ft, IAS 258 kt, 11 NM from RWY 21.

The captain is heard reading the descent list: "Pressurization? Are the 50 ft recalls set? Check, everything ok, autobrake on 2, landing data, let's put 1,014 if you want...". At this point the captain interrupts the list to answer the purser, who was informing him via the intercom that the cabin is secure.

07:11:46

Alt. 6,000 ft, IAS 252 kt, 9 NM from RWY 21.

The captain tells the FO to "lower the gear, cause if not...". The FO replies, "Right, gear down".

07:11:51

Alt. 5,800 ft, IAS 250 kt, 9 NM from RWY 21.

The FO makes a series of colloquial remarks reflecting his surprise at the FMC's indications and the urgency of the situation. He then requests flaps 1 and 5.

07:12:

Alt. 5,200 ft, IAS 236 kt, 8 NM from RWY 21.

The captain continues reading the descent list, which had been interrupted, saying: "Autobrake on 2, landing data, approach briefing review".

07:12:28

Alt. 4,400 ft, IAS 220 kt, 7 NM from RWY 21.

Canaries Approach transfers UX196 to the Lanzarote TWR.

07:12:41

Alt. 3,800 ft, IAS 210 kt, 6,1 NM from RWY 21.

The FO requests flaps 10.

07:12:52

Alt. 3,400 ft, IAS 202 kt, 5 NM from RWY 21.

The captain informs Lanzarote TWR that they are lined up on the runway 21 final. They are cleared to land on runway 21, wind from 280° at 08 kt, QNH 1,014.

07:13:12

Alt. 2,600 ft, IAS 189 kt, 4 NM from RWY 21.

The captain lowers flaps to 15. The FO requests "landing checklist down to flaps" and announces disengaging the autopilot. The captain is then heard reading the landing checklist.

07:13:30

Alt. 2,100 ft, IAS 183 kt, 3 NM from RWY 21.

The FO is heard saying "I'm going for it, I'm going to try lowering it... cause it seems to me that we're going around".

07:13:40

Alt. 1,700 ft, IAS 180 kt, 3 NM from RWY 21.

The "approaching minimums" automatic call-out sounded. The FO then says "landing in sight". The captain replies, "OK". Immediately after, the "minimums" automatic call-out sounded.

07:13:45

Alt. 1,600 ft, IAS 180 kt, 2 NM from RWY 21.

The FO asked for flaps 25.

07:13:56

Alt. 1,300 ft, IAS 177 kt, 2 NM from RWY 21.

The FO is heard struggling and then requests flaps 30. The captain tells him to wait a couple of knots so as to let the airspeed drop to the maximum allowable for flaps 30.

07:14:07

Alt. 900 ft, RA 690 ft, IAS 178 kt, 1 NM from RWY 21, vertical speed (V/S) 2,000 ft/min

The "SINK RATE, SINK RATE" caution sounded.

The captain says "it's all right" and then informs lowering flaps to 30.

07:14:20

Alt. 500 ft, RA 420 ft, IAS 177 kt, V/S 1,900 ft/min.

The "SINK RATE, SINK RATE" "PULL UP; PULL UP" warnings sounded.

The FO says "we'll keep it there, ok?".

07:14:27

Alt. 300 ft, RA 250 ft, IAS 176 kt, V/S 1,700 ft/min.

The "TOO LOW TERRAIN" "SINK RATE" cautions sounded.

07:14:30

Alt. 200 ft, RA 200 ft, IAS 174 kt, V/S 1,600 ft/min, above RWY 21 threshold.

"TOO LOW TERRAIN, TOO LOW TERRAIN" caution sounded.

07:14:34

RA 115 ft, IAS 173 kt, v/s 1,500 ft/min, over runway.

"SINK RATE" "TOO LOW TERRAIN", "TOO LOW TERRAIN" cautions sounded.

07:14:47

IAS 157 kt, GS 158 kt.

Sound of contact with runway.

07:14:52

GS 137 kt.

The captain says, "Autobrake disarm!".

07:15:00

GS 96 kt.

The captain tells the FO to "apply reversers!".

07:15:01

The TWR controller activated the alarm on seeing that the airplane is overshooting the runway.

07:15:07

GS 51 kt.

Sound of airplane colliding with row of lights embedded at the end of the runway.

07:15:09

GS 40 kt.

Sounds of collision with beacons.

7:15:14

GS 8 kt.

Sound of engines spooling in reverse.

07:15:27

The captain transmits, "Lanzarote Europa 196...".

The TWR controller replies, "Sending you firefighters Air Europa".

07:15:34

The chime of the intercom is heard.

07:15:48

The captain tells the FO to "cut the engines and turn on the APU, ok?".

07:16:

The captain told the purser on the intercom to come to the cockpit so that he can explain the situation.

07:16:17

A call from a firefighting truck is heard on the TWR frequency: "Roger tower, on our way to the rendezvous point."

07:16:24

The FO is heard lamenting the event and blaming the reversers.

07:17:29

The captain requests an external ladder to disembark the passengers and confirms there are no injured onboard.

1.7.2. *Braking performance. FDR data*

Figure 3 shows the pressure (in psi) reached in the brake system as commanded by both the autobrake and by the pilots via the brake pedals. The magenta line (bottom) represents the right brake and the blue line (top) the left.

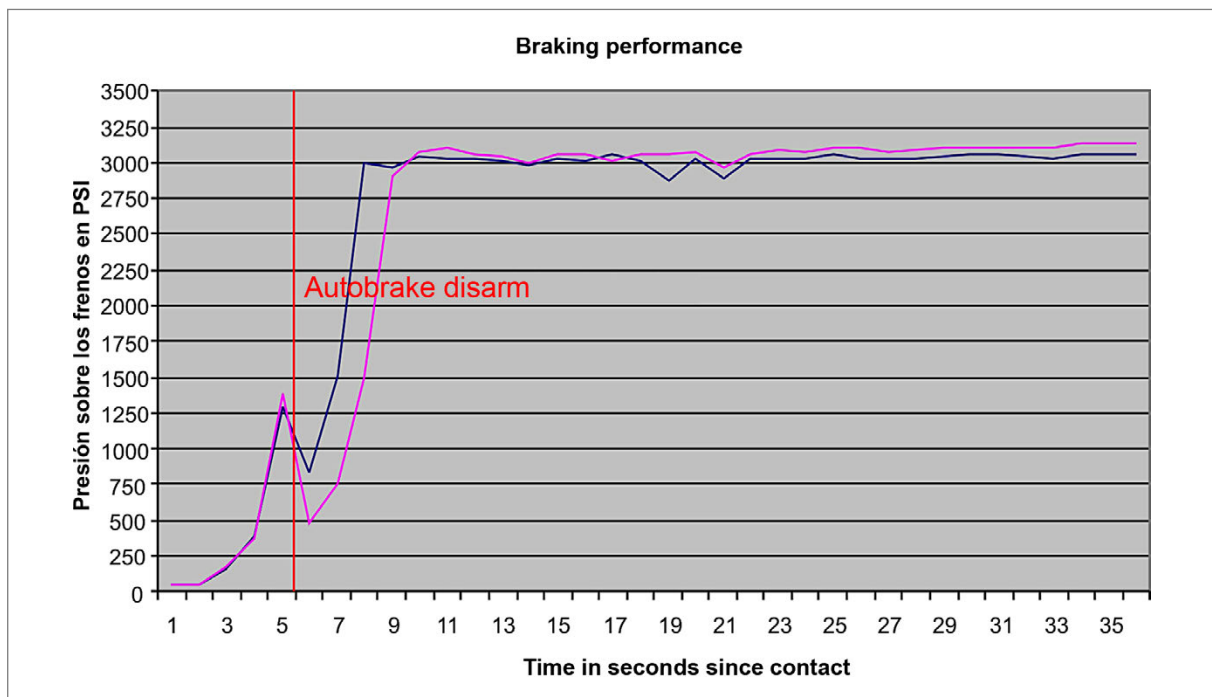


Figure 3. Braking performance during landing run

The airplane stopped 28 seconds after the landing gear made contact with the runway surface.

Figure 4 uses positive values to represent the negative longitudinal acceleration (deceleration) attained as a result of the braking action, as recorded by the FDR at ¼ second intervals.

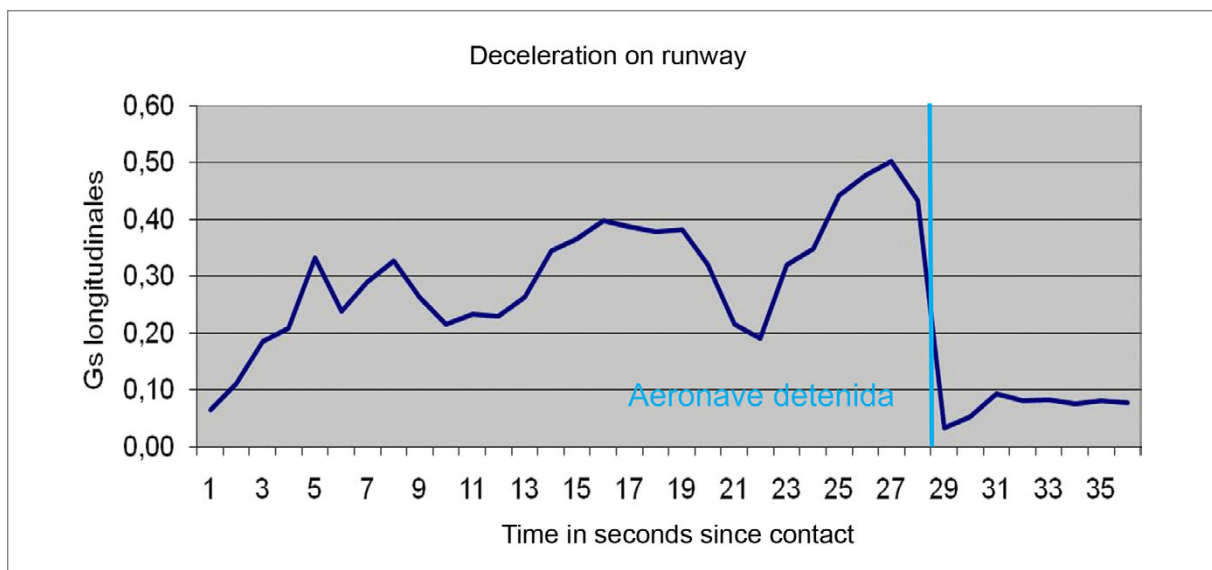


Figure 4. Deceleration during landing

Experience and an analysis of flight recorder data shows that smooth braking yields values of up to 0.2 g. Between 0.2 g and 0.4 g is normal braking, with anything above 0.4 g being hard braking that is uncomfortable to the passengers. During the first 13 seconds of the landing run, while the airplane's speed was still high, the braking efficiency varied between the low values typical of normal braking and values corresponding to smooth braking. It then increased, though it dropped during a 2 to 3 second period, reaching the highest values at the end of the run.

1.7.3. Engine performance. FDR data

Figure 5 shows the values of N1 (bottom curves in magenta for the no. 1 engine and indigo for the no. 2), N2 (top curves in purple for the no. 1 engine and brown for the no. 2) and TLA (throttle lever position) (bottom curves in straight segments, yellow for the no. 1 engine and blue for the no. 2) from the moment of touchdown until the end of the landing run.

As shown in the graph, five seconds after contact was made with the runway surface, the N1 and N2 engine parameters start to decrease without any change to the position of the throttle levers (TLA). As noted in 1.3.2, this is because the engines transitioned from approach idle to ground minimum idle. This transition is complete six seconds later. When the crew selects maximum reverse thrust, it takes the engines on the order of ten seconds to achieve this commanded maximum reverse thrust.

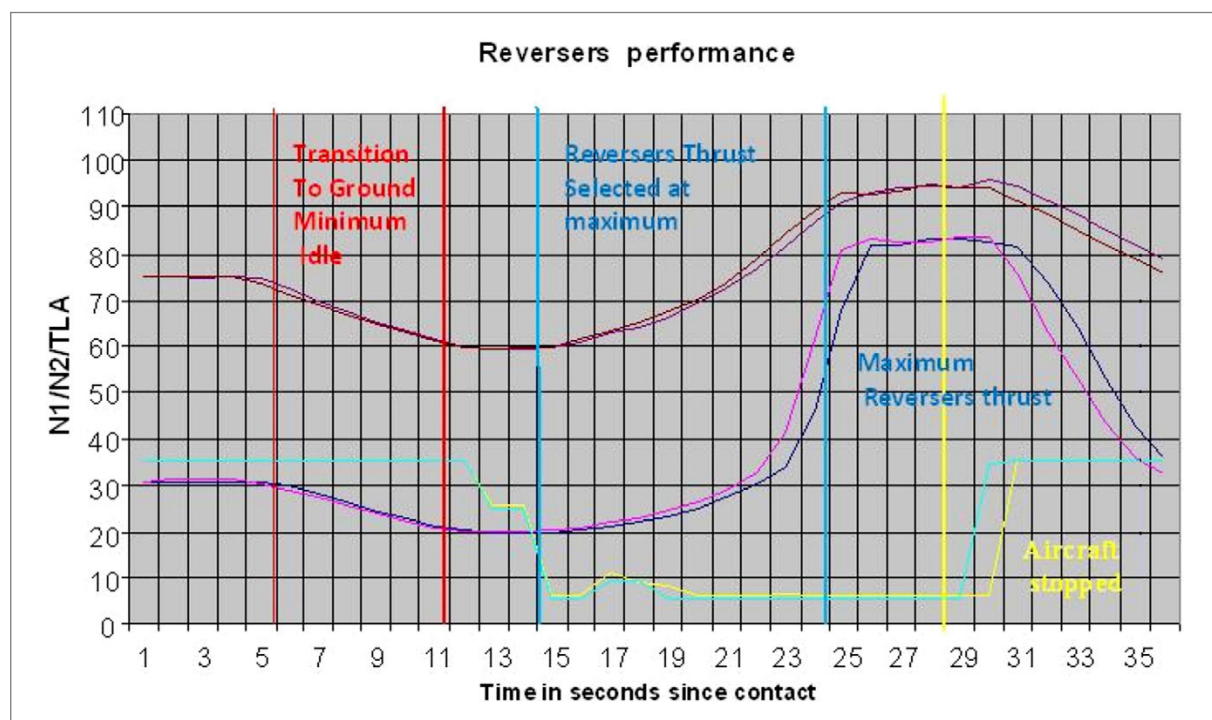


Figure 5. Engines performance during landing – reversers thrust

1.8. Organizational and management information

Air Europa has an Air Operator Certificate (AOC), which includes an instructional program approved by the DGAC that incorporates CRM training.

Air Europa also has an IOSA (IATA Operational Safety Audit) certificate, which requires defining concrete operational policies on specific aspects, such as stabilized approach, handling warnings from the GPWS system or those received above the runway landing area, among others.

In compliance with European regulations (EU-OPS), the company used an FDM/FOQA (Flight Data Monitoring/Flight Operational Quality Assurance) monitoring program that involves the routine analysis of DFDR recordings to monitor for any deviations from previously defined reference values that take place during fleet operations. This allows for the detection of abnormal events, such as flap overspeeds or EGPWS warnings during landings, as well as for an evaluation of the corresponding pilot reaction.

In the introduction to Part B of the Air Europa Operations Manual (OM), reference is made to other manuals, such as the airplane manufacturer's FCOM (Flight Crew Operating Manual) and FCTM (Flight Crew Training Manual), and to internal manuals, like the ROM (Reduced Operations Manual).

The B737 ROM features the company's procedures specific to its B737 fleet. This manual states that Air Europa's standard procedures shall be the same as Boeing's, unless modified by the ROM, OM or a memorandum.

1.8.1. *General approach procedures*

In its company procedures for its B-737 fleet, Air Europa specifies that, as a general norm, the speed at the initial approach fix (IAF) shall be 210 ± 10 kt, and that the final course shall be intercepted with the flaps at 5° .

It indicates that the final approach fix (FAF) or its equivalent shall be crossed with the landing gear down, flaps 15° and at the speed corresponding to this flaps setting.

It also states that when approaching 1,000 ft above aerodrome level (AAL), landing flaps shall be selected and the landing checklist and "vital items" shall be completed.

1.8.2. *Air Europa policy on unstabilized approaches*

Air Europa has a policy on unstabilized approaches that is based on internationally accepted standards and on the recommendations issued by Boeing, the manufacturer.

The flight safety department periodically informs crews on unstabilized approaches detected via reports and charts generated as part of its FDM/FOQA programs. This is intended to promote awareness among crews and have them abort landings (execute go around maneuvers) in these cases. This policy of ensuring stabilized approaches is also reinforced during periodic refresher training.

The stabilized approach criteria, as specified in internal document ROM 737, are as follows:

“As a general rule, descent velocities in excess of the following shall be avoided:

2,500 ft/min below 5,000 ft HAT

1,500 ft/min below 3,000 ft HAT

1,000 ft/min below 1,000 ft HAT

All approaches are to be stabilized below 1,000 ft HAT (height above touchdown) in instrument meteorological conditions (IMC) or 500 ft HAT in visual meteorological conditions (VMC). The following criteria shall be met for an approach to be considered stabilized:

- The airplane is on the proper approach course
- Only small heading and pitch changes are required to maintain this course
- The airplane's speed is not greater than $V_{ref} + 20$ KIAS or less than V_{ref}
- The airplane is in the proper landing configuration
- The maximum descent rate is 1,000 fpm. If an approach requires a descent rate above 1,000 fpm, this shall be noted in the briefing so that the approach is not mistakenly considered as being unstabilized
- The thrust setting is appropriate for the configuration
- The briefing and checklists are complete
- For ILS CAT I approaches, the maximum localizer or glide slope deviation shall be one dot. For CAT II/III, it shall be the expanded display strip for the localizer.
- For visual approaches, the wings shall be level on final approach when within 300 ft HAT.

Once an approach is started, it shall be interrupted or a go around maneuver shall be carried out if any of the following occur:

- There is confusion among the crew or there is a break in the coordination required among its members
- There is uncertainty regarding the airplane's position
- The checklists are completed late or the crew is overloaded with work
- There is a malfunction that can compromise the normal progress of the approach
- The approach altitude, speed, glide slope, path or configuration becomes unstable
- ATC orders changes that result in a hasty or unstabilized approach

- The required visual reference is not present at the decision altitude/height (DA/DH) or at the minimum decision altitude/height (MDA/MDH).
- Whenever any other circumstance exists that warrants not continuing with the approach.”

Further along in the procedure, when at 500 ft AAL in VMC, the pilot monitoring (PM) or not flying shall:

- Call out “FIVE HUNDRED” if the approach is stabilized
- Turn on the landing lights and the runway turnoff lights
- Call out “FIVE HUNDRED, NOT STABILIZED, GO AROUND” if the approach is not stabilized.

1.8.3. *Company policy on location of touchdown point*

The B737 ROM specifies that the landing must be firm, centered and within the touchdown zone.

The published airplane performance data considers standard practice having the airplane fly over the threshold at 50 ft and then performing a 1,000-ft flare maneuver.

The manufacturer’s FCTM regards a standard landing as occurring within 1,000 and 2,000 ft of the threshold. This same document recommends paying special attention to flying over the threshold with enough margin, meaning that contact with the runway should not occur within the first 1,000 ft of runway.

An excessively long landing is not specifically considered among the scenarios in which the company recommends or requires a go around. Nor is there any record of the Operations Department having engaged in campaigns specifically aimed at having landings take place within a specific part of the runway.

1.8.4. *Company policy on go arounds after touchdowns*

In its training, Air Europa considers, since November 2008, the go-around up to 50 ft (15 m) over the runway threshold, though the rejected landing is not considered, that is, the performance of a go around maneuver once contact is made with the runway.

In its FCTM, Boeing mentions that some operators and national civil aviation authorities consider this maneuver, but it has not developed specific procedures in this regard, as it believes that the normal go around procedures are sufficient.

The aircraft’s FCTM does mention, however, that once the reverse thrusters have been actuated, the airplane must be brought to a complete stop.

1.8.5. *Procedure for handling EGPWS warnings and the FDM program*

Air Europa's B737 ROM refers to the FCOM and the QRH for handling the messages from the EGPWS.

In Boeing's FCOM and QRH, a distinction is made between two types of GPWS messages:

- *Ground Proximity Caution*, which includes SINK RATE and TOO LOW TERRAIN, the corrective action for which is for the pilots to correct the flight path or the configuration.
- *Ground Proximity Warning*, which includes the PULL UP warning. These require an immediate go around.

As part of its Flight Data Monitoring/Flight Operational Quality Assurance (FDM/FOQA) program, the airline logged and classified all approaches during which the EGPWS issued any type of warning.

The messages issued by the EGPWS have a direct relationship with unstabilized approaches. In particular, messages of the type SINK RATE, PULL UP, TOO LOW GEAR and TOO LOW FLAPS correspond to situations that are explicitly typified within the definition of an unstabilized approach (excessive descent rate or inadequate low-altitude configuration). Said messages were classified based on the height above ground at which they were issued (above 1,000 ft, between 500 and 1,000 ft, and below 500 ft).

As regards inappropriate configurations, the program also tracked the number of approaches in which the crew was late in configuring the flaps for landing "late landing flap setting".

Three levels of severity were defined based on the altitude at which the final configuration was reached. A *Low* severity was assigned when the flaps were configured below 700 ft, *Medium* when below 500 ft, and *High* when below 400 ft.

There is no record of the company having identified any systematic deficiency as a result of analyzing the results of this program, either due to repeated occurrences of these situations or to improper crew reactions when such situations did occur, that required the taking of corrective measures.

1.8.6. *Company procedures for controlled rest on the flight deck*

The general section of the Operations Manual includes and regulates the operator's policy on controlled rest on the flight deck (8.3.10.3), as required by EU OPS Regulations².

² Appendix 1 to OPS 1.1045 specifies that point 8.3.1.0 of the Operations Manual must define the procedure for the controlled rest of the flight deck crew.

Its contents are based on European standards (ACJ OPS 1.310) published by the JAA (ACJ – Advisory Circular Joint). The goal of these controlled rests is to combat sudden fatigue.

To achieve this, members of the crew may be relieved of their onboard duties for a period of time during which said members may sleep. Such periods can only be utilized during flight phases with a low workload and cannot be planned prior to the flight.

According to the company's Operations Manual, this rest period must meet the following conditions:

- a) It must not exceed 45 minutes, so as to limit any sleep period to approximately 30 minutes.
- b) After this period a recovery period of 20 minutes must elapse, during which the pilot that just took a controlled rest must not be left alone at the controls.
- c) In the case of a two-pilot crew, the captain must inform the purser that a member of the flight crew is going to take a controlled rest and when said period terminates. Intercom contact must be established every 20 minutes between the crews of the flight deck and passenger cabin. The purser must ensure that the crew member is alert following his rest period.
- d) A minimum of 20 minutes must elapse between two rest periods so as to overcome the effect of sleep inertia and allow for a proper briefing.
- e) If necessary and time permitting, a pilot can have more than one rest period on long-duration flights.
- f) Periods of controlled rest must finish at least 30 minutes prior to the top of descent.

1.9. Additional information

1.9.1. Crew statements

During the investigators' interview of the crew, the captain recalled that the Lanzarote ATIS indicated runway 03 as being in use, but that they did a briefing for 21, arguing in favor of the time saved when arriving from the north, while recognizing the greater difficulty involved due to the higher approach slope.

The captain noted his extensive experience operating out of Lanzarote, though less from runway 21. As for the FO, he reported having landed on runway 21 a couple of times.

They recalled having captured and confirmed the VOR during their approach to 21, noting that its gradient is much higher than normal.

They remembered lowering the gear and the speedbrake ahead of time to reduce speed and that the approach was not comfortable due to the environment.

They remembered lowering the flaps gradually, being careful not to exceed the maximum extension speeds, as a result of which, on occasion, they had to wait until they reached the appropriate limits.

Initially neither pilot remembered what the reference speed was, though later the pilot stated that it was 175 kt or less.

They remembered that the entire approach took place in good visual conditions and that everything was fine when they reached the minimums. A bit later, however, the color variations they saw on the runway made them realize that it was wet.

When asked about the use of the PAPI, they replied that they barely used it, but they recalled that at the start of the approach, all the lights were white and that later they saw one or two red lights.

The captain recalled that the airplane floated longer than normal during the flare and that they flew over a section of runway, which is why he changed the autobrake setting from 2 to 3 and, seeing how little runway was left, changed it again to MAX.

From the point of contact the captain noticed the airplane was not decelerating properly, though he noticed some improvement when stepping on the brakes. He also put his hands on the reversers to verify they were at maximum. He called out the lighting of the "autobrake disarm" light and then reminded the FO to increase reverse thrust.

Upon reaching the end of the runway he ruled out the possibility of leaving via the taxiway due to their high speed and continued straight to the stopway.

Neither pilot recalled any fault of any of the airplane's systems during the approach or any alerts, warnings, or red or amber lights.

Once the airplane stopped, the captain considered the possibility of backing it out using reversers or towing it, but his priority at all times was disembarking the passengers.

Through his open window he told the firefighters that there was no emergency onboard the aircraft and of his intention to disembark the passengers using the stairs.

1.9.2. *References to informing of runway condition in the Air Traffic Regulations*

In the Air Traffic Regulations (RCA in Spanish), Book Three, Chapter 4, Flight Information Service, Article 3.4.3 – Broadcasts of Flight Information Service for Operations, Point 5 – ATIS Broadcasts Intended for Arriving and Departing Aircraft, states:

"ATIS broadcasts containing information for both arrivals and departures shall include the following information in the order indicated: a) f) significant conditions of runway surface and, when appropriate, braking efficiency"

Book Four, Navigation Services Procedures, Chapter 9, Messages from Air Traffic Services, which lists the requirements involving air traffic messages, specifies:

“4.9.4.3.4. Messages containing information on aerodrome conditions.

[...]

4.9.4.3.4.2. Information regarding water on the runway must be conveyed to all interested aircraft at the controller’s initiative using the following terms:

DAMP - there is a noticeable color change to the surface due to moisture.

WET - the surface is soaked but there is no standing water.

WATER PATCHES - there are visible patches of standing water.

FLOODED - there is an extensive visible patch of standing water.”

The RCA, Book Four, Navigation Services Procedures, Chapter 5, Aerodrome Control Services, Article 4.5.8, Point 2, states that the essential information provided regarding aerodrome conditions is to include, among others, water on the runways, taxiways or platform.

1.10. Safety measures already taken by the operator

The operator reported that it has adopted safety measures as a result of the investigation and findings associated with this incident.

In June 2009, it modified its Flight Data Monitoring/Flight Operational Quality Assurance program to include specific monitoring of unstabilized approaches below 500 ft.

These approaches are classified based on 17 parameters and result in three levels of severity, depending on how many of these parameters exceed a preset limit. A low severity is assigned when two values exceed the limits, medium when 3, 4 or 5 values are involved and high when more than 5 values are exceeded.

In October 2009, in the B-737 ROM, it was modified the policy for the reverse thrust use, in point 2.9, in order to avoid possible wrong misinterpretations of its use and application, as it has been restricted so as to obtain a bigger fuel saving.

2. ANALYSIS

2.1. The descent correction made in order to land on runway 21

The FO, who was the PF, had programmed the descent into the FMC in accordance with the flight plan. They would follow standard arrival (STAR) TERTO 1P, then the VOR

DME ILS approach to runway 03 in order to “do the maneuver calmly in LNAV”, as he was heard explaining during the approach briefing. The ATC clearance was in keeping with the flight plan filed.

When, at 07:05:06, the captain decided to change plans to land on runway 21 instead of 03, the airplane was at 21,000 ft and descending. It had 70 NM to drop altitude and reduce its speed. The average descent rate planned and maintained until then had been 300 ft per NM, slightly below normal, probably due to the wind prediction input into the FMC. Boeing, in its FCTM, considers a standard descent rate as 1000 ft every 3 NM, or 330 ft/NM. With the change in plans, landing on runway 21 decreased the landing distance by 23 NM, meaning the airplane was only 47 NM away from the runway 21 threshold. This required an immediate increase in the descent rate to 446 ft per NM, or a 50% increase in the rate maintained until then.

The table below was made using the radar traces provided by the Canary Control Center and already used in Section 1.7 – Flight data recorders. The fourth column shows the airplane’s altitude divided by its distance to the runway 21 threshold, yielding the descent rate necessary, in ft/NM, to reach the runway 21 threshold. Notice how the required descent rate kept increasing gradually until it reached an impractical extreme.

ATC Time	Altitude (1,013) in ft	Distance to runway 21 threshold in NM	Descent rate required to reach runway 21 threshold
07:05:51	19,500 ft	42.3 NM	460 ft/NM
07:07:30	15,500 ft	32.4 NM	478 ft/NM
07:09:30	10,100 ft	21.1 NM	479 ft/NM
07:10:30	8,000 ft	15.3 NM	523 ft/NM
07:11:30	6,700 ft	10.7 NM	626 ft/NM (near allF)
07:12:52	3,700 ft	5.3 NM	698 ft/NM (over FAF)
07:13:52	1,500 ft	2.1 NM	714 ft/NM
07:14:10	1,100 ft	1.3 NM	846 ft/NM
07:14:20	800 ft	0.9 NM	888 ft/NM
07:14:30	400 ft	0.3 NM	1,333 ft/NM
07:14:40	200 ft	0.1 NM	2,000 ft/NM

2.2. Instability on approach

In its company procedures, Air Europa states that as a general norm, the speed upon arriving at the initial approach fix (IAF) will be 210 ± 10 kt, and that the final course will be intercepted with flaps 5 when intercepted within 12 NM of the threshold. Flight

UX196 intercepted the final course practically at the IAF at 253 kt and with the flaps fully retracted.

The company dictates that the final approach fix (FAF) is to be crossed with flaps 15 and at the maneuvering speed associated with that flaps position. In this case, it was crossed with flaps 10 at 209 kt.

The approach card specifies a minimum altitude for passing through the FAF of 2,000 ft, meaning a rate of descent (ROD) of 6.48%.

Passing through the FAF at 3,400 ft however, as happened in this case, requires an ROD of 11%, meaning the descent rate would have to be almost 2,000 ft/min.

The company's stable approach criteria recommend descent rates less than 1,500 ft/min below 3,000 ft and less than 1,000 ft/min below 1,000 ft. The average descent rate maintained by UX196 below 3,000 ft was 1,900 ft/min and 1,800 ft/min in the last 1,000 ft.

The same stable approach criteria require that at 500 ft, in VMC, speed not exceed $V_{ref} + 20$ kt. In this case, the speed was $V_{ref} + 43$ kt, a speed that was maintained until the flare. Contact with the runway was made at $V_{ref} + 23$ kt.

The descent rate should not exceed 1,000 ft/min below 500 ft. In this case, it averaged 1,650 ft/min between 500 ft and the flare.

The briefing should be complete, but in this case no briefing was held for the approach to this runway (21).

The company's procedures require that the PM (pilot monitoring), in this case the captain, calls out "FIVE HUNDRED, NOT STABILIZED, GO AROUND" on an unstabilized approach upon reaching 500 ft. This call out was not made.

At this altitude, the EGPWS was issuing "SINK RATE" and "PULL UP" warnings, as noted in the next section, though the crew did not interpret the situation or the warnings as a reason for initiating a go around.

The operator had in place a policy for unstabilized approaches that was based on international standards and on Boeing's recommendations. It defined when an approach was regarded as unstable and recommended going around when such a situation arose.

The operator also had a monitoring mechanism in place, based on the routine study of flight recorder data (mainly EGPWS messages) as part of its FDM/FOQA program, that was intended to detect situations directly involving unstabilized approaches.

As was noted during the investigation, however, the crew's statements and the information provided by the operator revealed that the operator's policy of conducting a go around when the approach became unstable was not sufficiently ingrained in its crews.

As a result of the above, and in order to have the operator advance in its implementation of a stabilized approach policy, a safety recommendation is issued in this regard.

2.3. Response to EGPWS warnings

The EGPWS warnings were issued repeatedly between 900 ft and 100 ft over a 28-second time span. There were caution messages ("SINK RATE" and "TOO LOW TERRAIN") and warning messages ("PULL UP, PULL UP").

The B737 QRH defines the procedures to follow in response to both message types.

Caution messages require correcting the flight path, though, in general, if visual conditions prevail and the absence of any collision danger is confirmed, the approach can continue.

Warning messages require more forceful action to stabilize the aircraft while monitoring altitude and vertical speed.

The first SINK RATE caution took place at a radar altitude (RA) of 686 ft when the descent rate was 2,027 ft/min. The captain said "it's all right".

At a RA of 420 ft the SINK RATE caution sounded again, along with PULL UP PULL UP. The descent rate then was 1,883 ft/min. This time, the FO told the captain, "Let's keep it there, ok?" No reply was heard from the captain.

At a RA of 210 ft, practically over the runway 21 threshold, mode 4B was activated on the EGPWS with the TOO LOW TERRAIN caution. Even if the lever had been set at 30, the flaps would only have been lowered to 25 due to the flap load relief mechanism that protects the flaps from an overspeed situation. The crew did not react to this caution, the cause for which it probably did not identify. The IAS at the time was 174 kt. If this speed had been below 159 kt, the system, by design, would have issued the TOO LOW FLAPS caution, which would have helped the crew to identify the reason for the caution.

2.4. The point of contact with the runway

It is estimated that the point of contact upon landing was more than 1,300 m away from the runway 21 threshold; that is, more than halfway down the runway, with a remaining distance of some 1,160 m (taking into account the 60-m stopway).

The aircraft performance for a dry runway landing and 30° flaps with autobrake yields a minimum landing run in excess of 900 m.

The safety margin for the landing, thus, was low, especially considering the moisture that was present on the runway surface.

2.5. The landing run

Appendix B shows a not-to-scale estimate of the airplane's path on the runway and of the most relevant events that occurred during the landing run.

2.5.1. *The use of brakes*

The landing took place at 07:14:47 with flaps 30° and the autobrake selected to the MAX position. When contact was made, a vertical acceleration of 1.41 g was recorded, enough to instantly activate the air/ground selector. The spoilers deployed normally right away and the autobrake sequence initiated.

Five seconds after touchdown the autobrake was interrupted and the "Autobrake Disarm" light energized. The captain immediately detected this and called it out, as recorded by the CVR. Both pilots fully depressed the brake pedals without delay, but 2.5 seconds elapsed until hydraulic pressure in the brake system built up to the same value it had at the time of the interruption, and 3 seconds until the deceleration reached the value of -0.33 g it had prior to the interruption.

Between 9 and 12 seconds after touchdown, the deceleration decreased almost by half, to -0.22 g, while maximum pressure (3,000 psi) was applied to the brakes. The most likely explanation is that the airplane was crossing the area of runway close to the 1,000 ft marks for runway 03 where the rubber buildup is extensive and the coefficient of friction lower, especially if the surface is wet or damp, as the crew had noted and as was verified during the investigation.

Between 13 and 18 seconds after touchdown there was a notable increase in deceleration, reaching values of -0.4 g. This probably coincided with a deviation of the airplane to the right of the runway, where there was less rubber buildup.

Then, between seconds 18 and 21, the deceleration dropped drastically once again, coinciding perhaps with the airplane's passage over the white paint marks that signal the runway 03 threshold and which tend to be very slippery when wet.

The runway hit the edge at the end of the runway 22 seconds after touchdown at a ground speed (GS) of 51 kt, crossing into the stopway. It is in this area where the acceleration of the engines in reverse took place and was heard.

The increase in reverse thrust once more intensified the deceleration, though the airplane went past the 60-m long runway 21 stopway before finally coming to a stop on the asphalt extension of the runway, which has a more pronounced descending gradient than the stopway. The aircraft came to a full stop 28 seconds after the initial contact with the runway.

2.5.2. *Use of reversers*

Five seconds after touchdown, the engine went into “ground minimum idle” mode, its revolutions starting a gradual but considerable descent, with N1 going from 31% to 20% and N2 from 75% to 59%.

The “approach idle” mode in the engines is selected automatically when the flaps are in a landing configuration, since the higher % RPM for N1 and N2 lowers the engine spin-up time in the event that a go around is required. The engine’s ability to respond is degraded, therefore, when they transition to “ground minimum idle”.

Twelve seconds after touchdown, as the airplane was traveling at 96 kt (GS) with barely 200 m of runway left, the captain realized they had not engaged the reversers, which he announced to the FO with the phrase “reversers!”. The FO immediately moved the thrust levers to the maximum reverse thrust position. By design, the levers cannot reach this position immediately. They remain locked in the “Detent No. 1” position (reverse thrust idle), as shown on the graph, until the deflectors are physically open 60% of the way. That is why the maximum reverse thrust position on the lever was reached three seconds after the reversers started to deploy, with the airplane traveling at a GS of 84 kt.

From the “ground minimum idle” position it took the engine a further 10 seconds to accelerate to 83% of N1, the maximum value reached, by which time the airplane had practically stopped.

In its FCTM, Boeing mentions that once the reversers are activated, the airplane must be brought to a complete stop.

The degradation in the engine’s capacity to respond when the pilots delay either in engaging the reversers upon landing or in applying thrust to execute a go around must be known and taken into account by crews. A safety recommendation is issued to the manufacturer in this regard so that it emphasizes this fact in its manuals.

2.5.3. *Available options*

This occurrence took place in a pressure-free environment in which the crew had several options available to correct the chain of events that resulted in the incident.

The runway in use at the time of the incident was 03. Landing on 21 was approved by Canaries Approach because the traffic so permitted it at the time. There were no obstacles to requesting runway 03 once more and proceed as originally planned.

Once lined up on the approach, another option was to carry out a go around, in light of the gradually worsening situation.

The company's procedures explicitly state that the pilot monitoring must require a go around at 500 ft if the approach is not stabilized. The approach was obviously unstabilized, as evidenced by the EGPWS warnings.

The captain was based out of the Canaries and admitted having considerable experience flying out of Lanzarote, where most flights are from the north. With runway 03 being preferred, it is very common when arriving from the north, as in this case, to request the right downwind leg to this runway so as to save time and fuel. Both pilots were undoubtedly aware of this alternative and had it available as a viable option the entire time they were on final for runway 21.

The option of requesting a 360° to lose altitude was another option that was no doubt known by both pilots.

A rejected landing was also a valid alternative on this occasion. The speed remained above V₂ until five seconds after touchdown. The excess energy would have allowed the aircraft to regain altitude almost immediately. The rejected landing maneuver must never be attempted once the reversers are actuated.

2.6. CRM and Human Factors

2.6.1. *Fatigue*

Fatigue could have been a contributing factor to the performance of both pilots. By the time of the incident they had logged 10 hours and 30 minutes of flight time, all of it in the minimum performance phase of the circadian rhythm.

The incident coincided with sunrise. The FO noted it at 07:06:29, while waiting for ATC's reply to their request to use runway 21. Sunrise is considered a critical moment for anyone who has spent the night awake. It is a time at which the "human clock" must synchronize itself with the "real" solar clock, thus multiplying the feeling of fatigue.

Having the pilots alternate taking brief breaks during cruise flight is generally recognized as beneficial to preventing excess fatigue. It is also necessary, however, to have time to recover from the effects of a nap before fully regaining one's abilities. In

this case, the captain had been resting in his seat shortly before the top of descent, with the decision to request the change of runway taking place only eleven minutes after he woke up.

2.6.2. *The leadership of the captain*

The interview held and the CVR recording reveal that at no time did the captain touch the controls or manipulate the autopilot, despite being aware of the gradually worsening situation after the change of plans.

The roles of PF and PM for each leg of the flight were decided during the dispatch. These roles were strictly observed. The possibility of switching them was not considered when the circumstances dictated doing so in order to improve the efficiency of the team. During the approach that resulted in the incident, the FO was at times overwhelmed by work while the captain limited himself to telling the FO that he had to descend more without actually intervening directly.

The captain undoubtedly noticed that the FO could not adapt properly to the circumstances and that the situation was worsening, and yet he decided to maintain his role and not take control of the airplane himself.

The captain made every decision. At no time did he ask the FO his opinion. He decided to request the runway change, he decided to have the FO continue flying and he decided to continue the approach in spite of the presence of a multitude of indications that suggested or required that the maneuver be stopped. He eventually decided to land, increasing the autobrake setting to MAX instead of ordering a go around when he saw they were landing too fast in the middle of a wet runway.

2.6.3. *The FO's lack of communication assertiveness*

The FO's long and meticulous briefing for runway 03 is evidence of his preoccupation over the detailed preparation of the operation, as confirmed by his custom of arriving early to prepare the flight.

When the captain decided to request the change in runway, the FO did not exhibit the necessary assertiveness to tell him that he needed time to prepare for this new approach. Initially, he may have been unaware of the challenge posed by this change in plans, though it became evident little by little that his abilities were being overtaxed and that he was uncomfortable with the new situation, not having time even to read the chart for 21 and hold the relevant briefing. His lack of assertiveness to tell the captain that he did not agree with what he was being forced to do is undoubtedly a contributing factor to the genesis of the incident.

2.6.4. *Deficient communications*

The FO is a young man whose manner of expression is colloquial and relaxed, one that in general, as is heard on the CVR, gives the impression of a confident and self-assured individual. This personal characteristic could have erroneously made the captain think that the FO agreed with the decisions he had made and had the situation under control.

This fact, along with the deficient assertiveness of the FO, contributed to create a situation in which bad communications prevailed between the pilots during the approach, one that could have been resolved using proper CRM communication techniques.

2.6.5. *The FO's dependence on the FMC*

The FO exhibited an excessive dependence on the FMC. This kept him from assessing the overall situation and recognizing the airplane's excess energy. The change in plans required increasing the descent rate and stopping the airplane. He instead focused on reprogramming the FMC without daring to anticipate any actions. Following ATC's clearance to change the runway, he lost almost a minute and a half reprogramming the FMC.

After 07:10:33, he is heard saying "VNAV... and we're off. What's this say? 'Unable next altitude' OK!" Then, at 07:11:51, he made a series of colloquial statements that reflected his surprise at the FMC's indications and the urgency of the situation.

2.6.6. *The effectiveness of CRM training*

Both pilots had received CRM training, having worked with trainers well versed in concepts such as leadership and decision making, assertiveness, communication, fatigue, situational awareness, teamwork, etc. And yet, many of those topics that were theoretically discussed and studied during the training courses now seem to have contributed to the cause of this incident.

Though Air Europa has an approved CRM program, the actions of the crew during this incident reveal a deficient application of CRM techniques. So as enhance the CRM skills of flight crews, a safety recommendation is issued to the operator to improve and reinforce the CRM training of its crews.

2.7. **Information broadcast to aircraft**

The ATIS broadcast did not include information on the condition of the runway surface which, even though it was no longer raining, had been wet or damp for at least an

hour. The information relayed by the tower controller with the landing clearance also did not include any mention of the condition of the runway surface.

The condition of the runway surface is not always easy for arriving crews to ascertain. The runway is only visible during the day and under the cloud cover if the sky is overcast. Even then its status may be concealed by existing lighting conditions or by the presence of weather phenomena.

While the RCA establishes the requirement of Air Traffic Services to provide aircraft with information on the condition of runways, it seems common for this information to not be relayed at Spanish airports.

Spain's Aviation Safety Agency (AESA) was asked about its interpretation of the RCA articles mentioned in 1.9.3. In AESA's opinion, said information "on the condition of the runway surface" should be provided to aircraft by the relevant air traffic station (aerodrome control tower). Specifically, the presence of water on runways, taxiways or platforms should be conveyed to aircraft using the appropriate means (NOTAM, ATIS, and use of signals or by air traffic services personnel whose job it is to inform aircraft).

In this case, the condition of the runway surface (wet or damp) was noticed by the crew prior to landing. This notwithstanding and in keeping with the aforementioned reasons, a safety recommendation is issued to centers that supply flight information so that they provide information to arriving flights concerning important aspects of the condition of the runway both via the ATIS as well as with the landing clearance.

3. CONCLUSIONS AND CAUSES

3.1. Findings

- The crew was properly licensed to operate the aircraft.
- The rest period prior to the flight was in accordance with existing regulations.
- The controlled rest period was in keeping with Operations Manual requirements in terms of its duration, but it did not adhere to the minimum time that must elapse between its conclusion and the start of the descent.
- The airplane was airworthy and there were no malfunctions of any system that affected the progress of the incident.
- ATC personnel were professional, courteous and cooperative at all times.
- The runway was partially wet, a fact the crew was not informed of either by the ATIS or by the tower controller at the time of the landing.
- The FO was the PF on this leg. At no time did the captain manipulate the airplane's controls, the AP or the FMC, except during the final braking maneuver.
- The FO held a briefing in which he laid out his plan to land on runway 03 "calmly" in LNAV.

- The captain decided to request a change in the runway without consulting the FO, though it was the latter who physically requested the change from ATC.
- After requesting runway 21, the FO realized that he was unprepared should ATC grant the request.
- The FO did not immediately identify the airplane's excess energy as a result of the runway change and was over reliant on the FMC calculations.
- The captain insisted repeatedly that the FO increase the descent rate without himself taking any actions to that end.
- The descent did not increase sufficiently to achieve a glide slope appropriate for landing on runway 21.
- The approach became unstable vertically, according to the company's definition.
- The captain, acting as PM, omitted the 500-ft call out specified in the OM as company practice and which requires the PM to demand a go around if the approach is unstable.
- The crew did not respond adequately to the EGPWS warnings that were issued between the altitudes of 900 ft and 80 ft.
- During the flare, the captain decided to change the autobrake setting to its MAX position when he realized that the landing was going to be very long and that the runway was wet.
- The airplane landed some 100 m past the runway halfway point, that is, 1300 m from the 21 threshold at a speed of $V_{ref} + 23$.
- The autobrake was canceled involuntarily when a brake pedal was inadvertently depressed. The captain noticed this immediately, with both pilots responding by depressing the brake pedals.
- The reversers were not engaged until 12 seconds after touchdown, but the engine's acceleration from "ground minimum idle" was so slow that it did little to brake the airplane.
- The airplane exited the end of the runway at a GS of 51 kt and crossed the stopway before coming to a stop one meter away from the threshold 03 jet blast barrier.
- The airport's emergency services reacted efficiently, reaching the airplane quickly, though their services were not required.
- The damage was limited to the airplane's tires and to two beacons situated beyond the end of the runway.
- The airport remained closed until 10:15, three hours after the incident occurred.

3.2. Causes

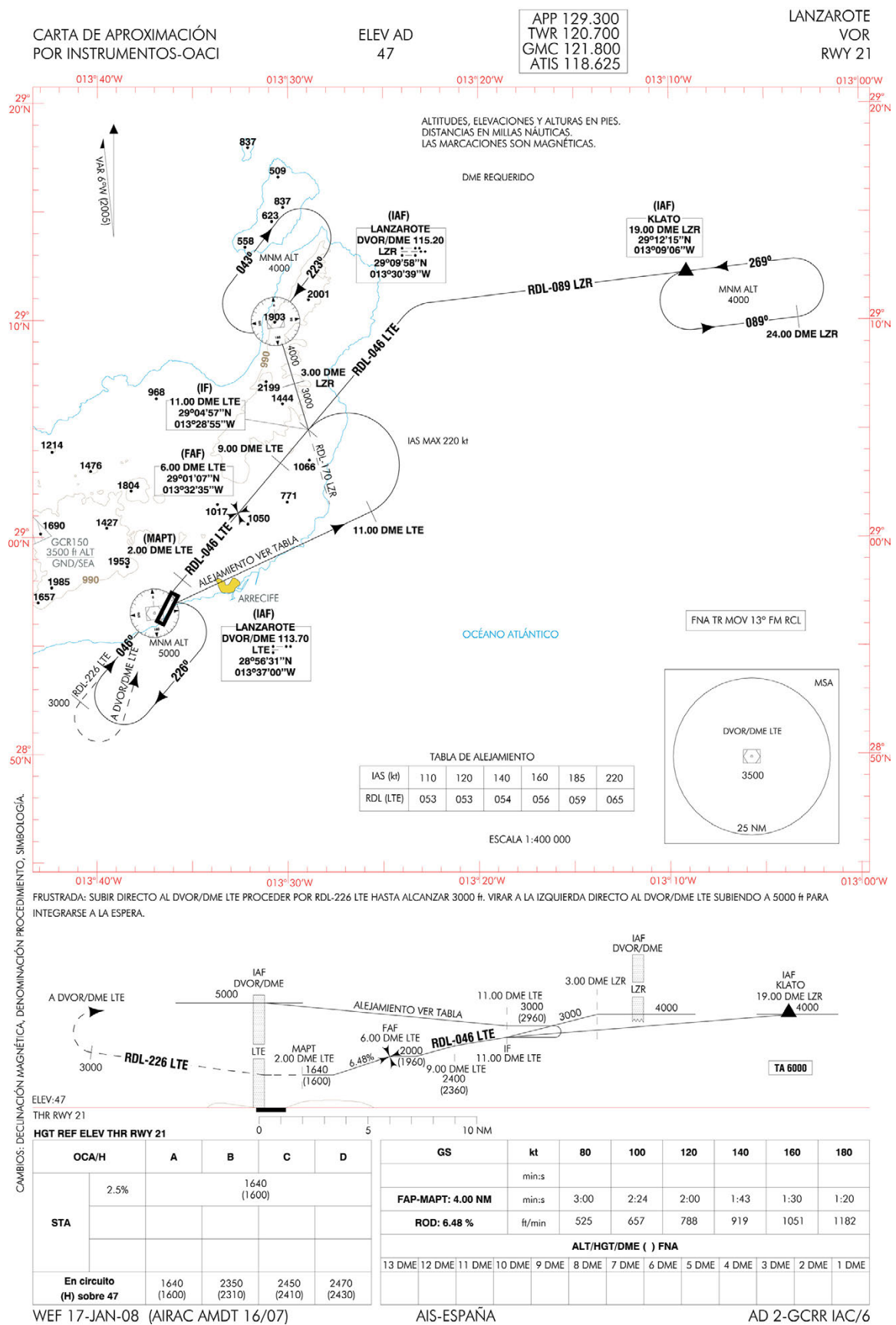
The cause of the incident was a high-energy unstabilized approach followed by a landing with excessive speed, 1300 m past the threshold, with a wet runway. In addition, neither the autobrake nor the reversers was used efficiently.

A contributing factor to the incident was a combination of deficiencies involving several aspects of CRM (Crew Resource Management).

4. RECOMMENDATIONS

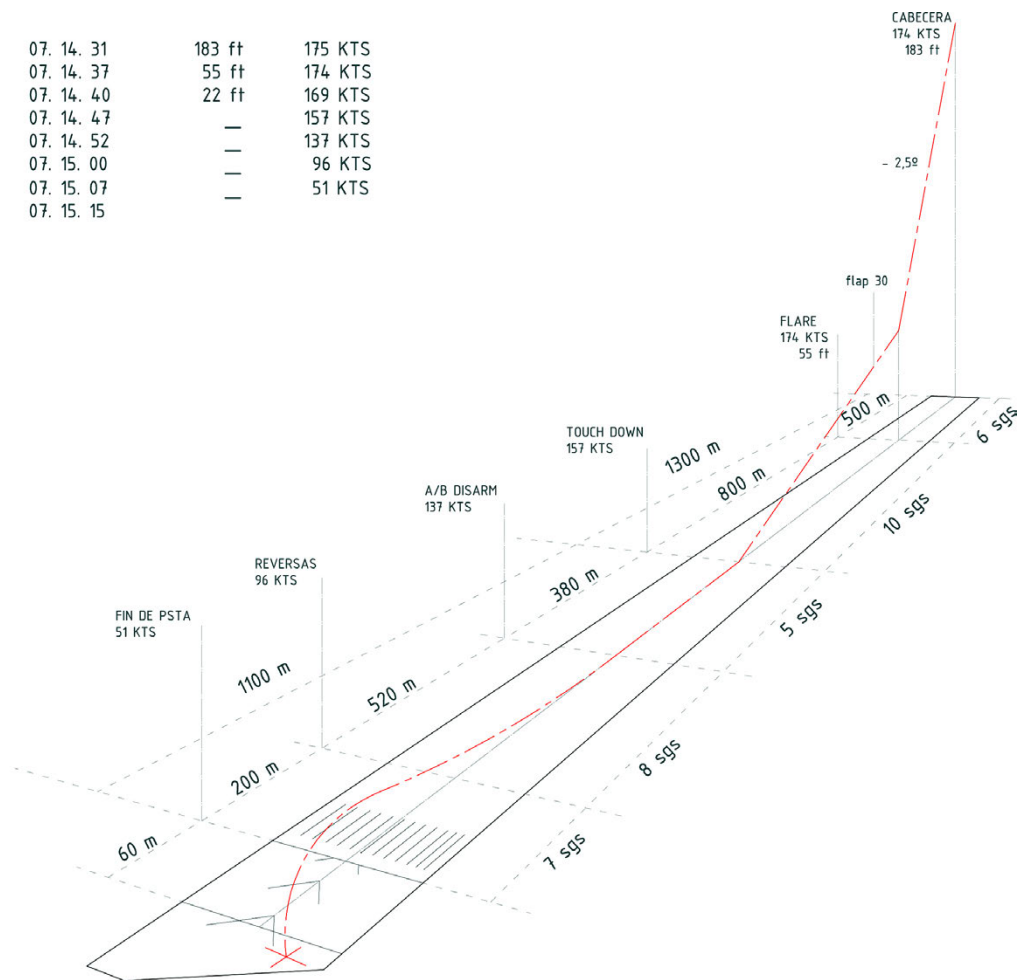
- REC 50/11.** It is recommended that the operator, Air Europa, review and enhance the CRM training of its flight crews to raise their awareness of the importance of CRM skills and that it increase its monitoring and evaluation of its crews' abilities in this field.
- REC 51/11.** It is recommended that Air Europa stress the applicability of its policy on stabilized approaches, and in particular the requirement to go around when the approach does not meet stability criteria.
- REC 52/11.** It is recommended that the aircraft manufacturer include in the appropriate aircraft documentation (FCTM, AFM, etc.) a warning on how delaying an input to the throttles after landing, either to activate the reversers or to execute a go around, can result in a corresponding delay in engine response.
- REC 53/11.** It is recommended that AENA establish the necessary procedures so that the stations responsible for supplying flight information to arriving aircraft provide relevant information on the condition of the runway surface.

APPENDIX A



APPENDIX B

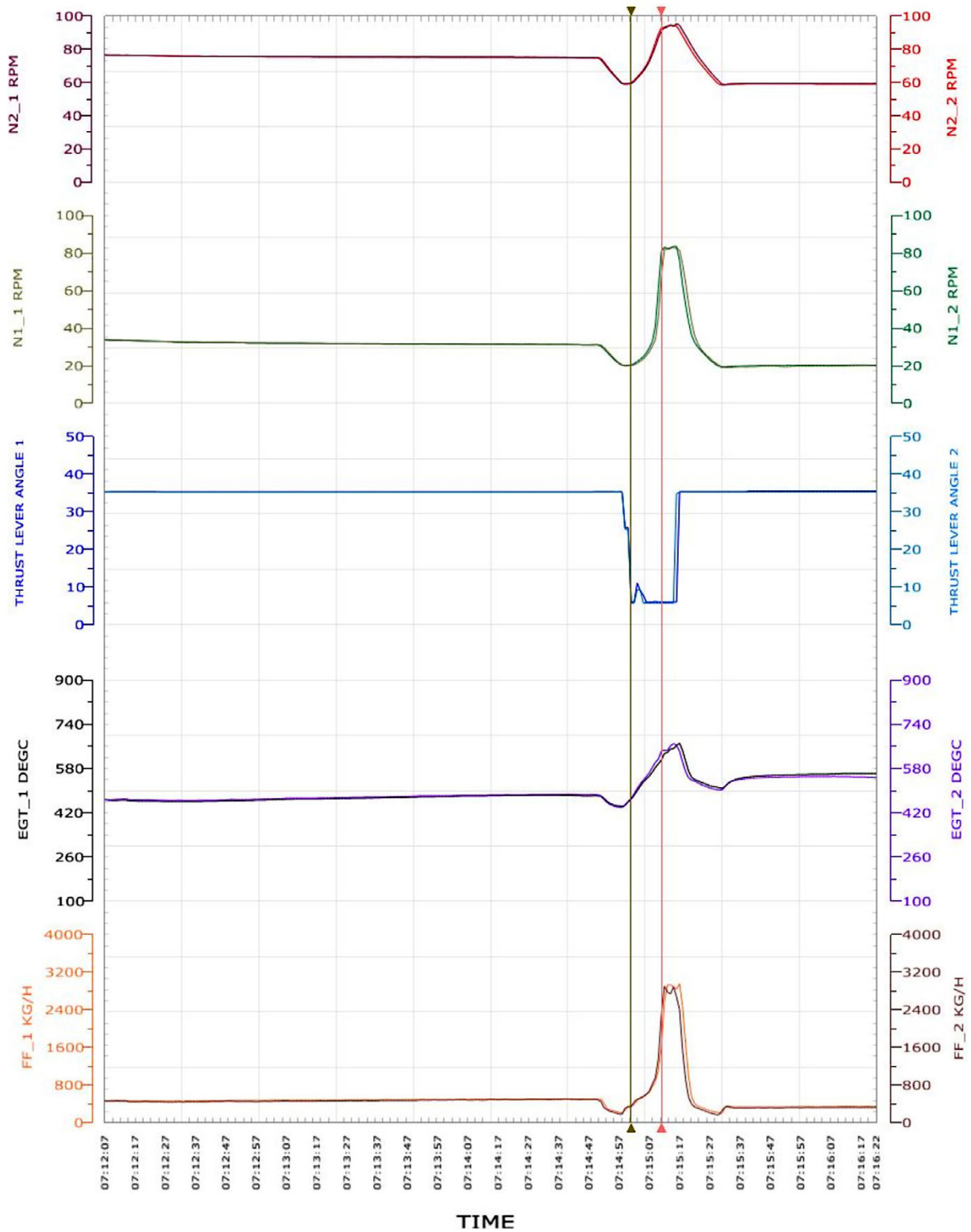
cabecera 21	07. 14. 31	183 ft	175 KTS
flare	07. 14. 37	55 ft	174 KTS
flap30	07. 14. 40	22 ft	169 KTS
touch down	07. 14. 47	—	157 KTS
A/B disarm	07. 14. 52	—	137 KTS
reversas	07. 15. 00	—	96 KTS
colisión fin pista	07. 15. 07	—	51 KTS
stop	07. 15. 15	—	



APPENDIX C

Engine parameters

ENGINE PARAMETERS



DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Sunday, 2 August 2009; 09:39 local time
Site	On approach to Barcelona Airport

AIRCRAFT

Registration	G-CPEM
Type and model	BOEING 757-236
Operator	British Airways

Engines

Type and model	ROLLS ROYCE RB211535E4-B
Number	2

CREW

	Pilot in command	Copilot
Age	41 years old	33 years old
Licence	ATPL	ATPL
Total flight hours	N/A	5,100 h
Flight hours on the type	N/A	2,300 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			7
Passengers			176
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	None
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Commercial passenger transport – Scheduled – International
Phase of flight	Approach

REPORT

Date of approval	17 October 2011
------------------	-----------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The Boeing 757-236 aircraft, registration C-GPEM and callsign BAW478, operated by the airline British Airways, had taken off from London's Heathrow Airport (England) on Sunday, 2 August 2009, bound for Barcelona.

Shortly before initiating the descent to Barcelona, a status message "STANDBY INVERTER" appeared on EICAS. The crew checked the breaker panel, verified that everything was normal and contacted its technical personnel in Barcelona to request an inspection of the aircraft and avoid any problems on the return flight. Although the crew did not detect any anomaly when the message was received, shortly afterwards a slightly odd smell was noticed in the passenger cabin and cockpit that grew in intensity. The crew continued with the approach as they monitored the situation. At 09:36 h, ATC cleared them for the ILS approach to runway 25R, and the localizer was armed. From that moment on, the situation started to develop rapidly. The acrid odor became stronger, the cabin crew reported the presence of smoke in the passenger cabin, and smoke could also be seen in the cockpit, appearing to emerge from the left of the captain's seat.

At 09:39 h, the crew declared an emergency due to smoke in the cockpit after deploying the oxygen masks. The aircraft was at 4,500 ft and descending, 15 NM northeast of the Barcelona Airport, heading south toward reporting point TEBLA. The pilot flying was the copilot, while the captain handled the communications, the emergency and changing the aircraft's configuration.

As stated by the flight crew, once they captured the path, four or five EICAS messages appeared, including YAW DAMPER and SPOILERS, of which only the SPOILERS message did not clear. The LAND 2 message appeared. The captain maintained the autopilot engaged as long as possible until he decided to perform a manual landing, aware that the smoke had been caused by an electrical problem and that the aircraft's ability to perform an automatic landing was not guaranteed.

The landing took place on runway 25R at 09:44 h. The captain ordered the evacuation of the aircraft after receiving a report that there was still smoke in the passenger cabin. The firefighting services were standing by and aided in evacuating the passengers, who were taken to the terminal and treated by airport medical personnel. The door 2R remained partially open and the slide did not deploy.

¹ All times in this report are local.

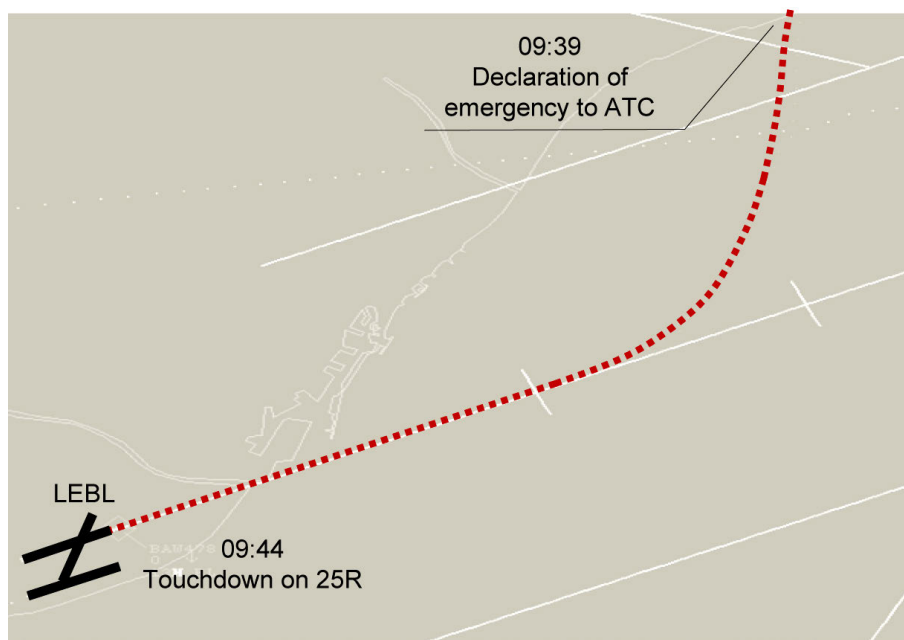


Figure 1. Radar trajectory following MAYDAY declaration

Once the passengers evacuated, firefighters and an airline technician entered the airplane and checked there was still smoke. The batteries were disconnected, a static inverter and the slides were removed and the airplane was towed to a parking stand.

1.2. Injuries to persons

The 183 persons onboard left the aircraft using seven of the eight slides. The passengers and the entire crew were taken to a boarding lounge in the terminal. Eight passengers received medical attention – three due to anxiety attacks, two for contusions, two for back pain and one for a twisted ankle, which was taken to a hospital in one of the two ambulances and discharged a few hours later.

1.3. Damage to aircraft

The only damage to the aircraft was limited to the static inverter that was taken from the forward avionics compartment, situated under the cockpit floor. The outer housing showed signs of discoloration by fire and emitted an acrid odor. Opening the inverter revealed obvious signs of fire in some of its components (Figure 2). The fire that originated in the static inverter did not spread to other equipment.

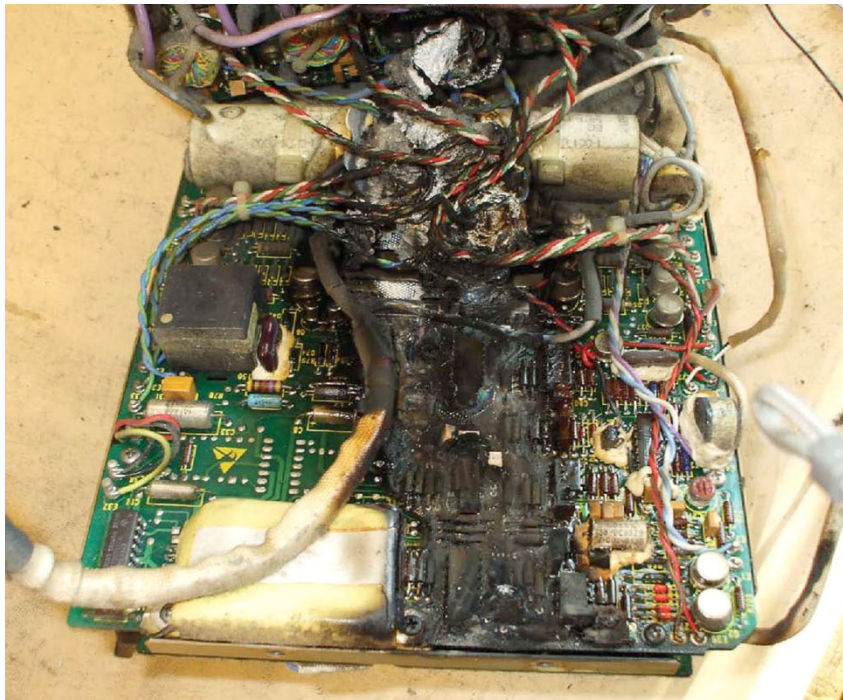


Figure 2. Static inverter after incident

1.4. Aircraft information

1.4.1. General information

Aircraft G-CPEM, a Boeing 757-236, S/N 28665, was delivered to British Airways in March 1997, at which time it started operations. The static inverter installed on G-CPEM, P/N 1-002-0102-1000 and S/N CJ000370, had been manufactured by Avionic Instruments Inc. and installed on the aircraft in March 1997. At the time of the incident it had 26012 total hours and 18596 cycles.

1.4.2. Operation of the static inverter and EICAS messages

The static inverter is a standby electrical component in the airplane whose function is to transform 28V DC from the main battery into 115V AC to supply the 115V AC STBY BUS. It is located in the forward equipment compartment, underneath the cockpit.

It operates under load in the following conditions:

- In the absence of electrical energy in the 115V AC left main bus.
- When performing category III autoland operations as the third independent energy source.

The static inverter's voltage and frequency values are displayed on the EICAS. If the static inverter voltage is below 106V DC or above 124V DC, a STBY INVERTER status message will appear on the EICAS.

1.4.3. *EICAS messages during landing*

The EICAS messages displayed on the EICAS on approach involve the power supplied from the standby busses to the autopilot computers and to the control modules for the spoilers and yaw dampers.

Regarding the autopilot, the EICAS "LAND 2" message indicates the operability of two of the three autopilot computers. In the event of CAT III operations, each of the three computers (left, right and center) is supplied by the left, standby and right busses, respectively. When not under CAT III operations, the three computers are supplied by the right and left busses.

As for the spoilers, the EICAS SPOILERS message indicates the inoperability of a spoiler pair. The spoilers are controlled by three left and three right control modules. The left control modules are supplied by the standby busses, meaning that a fault in these busses will render a spoiler pair inoperative. This message only appears when the speed brake handle is in a position other than the down detent position.

As for the yaw dampers, the (L or R) YAW DAMPER message indicates a fault in one of the two control modules (left or right). The left module is supplied by the standby busses, meaning that a fault in one of these busses will render this module inoperative, with the other module taking control of the actuators.

1.5. **Meteorological information**

The incident occurred during daytime hours under CAVOK weather conditions that permitted visual flight.

1.6. **ATC information**

The recording of the communications held with ATC showed that the emergency was reported at 09:39 h using the words MAYDAY MAYDAY MAYDAY and informing of smoke in the cockpit. The aircraft was on course south toward TEBLA at an altitude of 4,500 ft and descending to 2,300 ft.

At 09:42 it was transferred to Barcelona TWR, which was already aware of the emergency. The crew reported that it was going to stop on the runway and evacuate, and that it needed emergency services standing by.

1.7. Flight recorders

The aircraft was equipped with a CVR and FDR. The FDR data were available after the incident but the CVR was overwritten.

The FDR data show the aircraft on course 186° before the emergency, after which a turn was initiated to course 205° and during which flaps 1 was selected. Seconds later, the aircraft continued turning until it intercepted the runway heading at 2,400 ft, at which time the gear was lowered. At 2,000 ft flaps 30 were selected. The descent rate was slightly over 700 ft/min. The aircraft was stabilized at 1,500 ft.

The autopilot was disengaged at an altitude of 300 feet.

The landing took place at 09:44 h at a speed of 130 kt. The airplane decelerated rapidly and the engines were turned off at 09:45 h.

1.8. Survival aspects

The recordings from the airport's surveillance cameras provided images of both the aircraft evacuation sequence on the runway as well as of the transfer of the passengers to the terminal.

The emergency was relayed by the approach controller to the TWR, which activated the general alarm in accordance with the Barcelona Airport Emergency Plan at 09:43 h. The first responders at the airplane were the firefighters, followed by medical personnel, signalmen, the airport manager duty and an airline maintenance technician.

The airplane landed at 09:44 h and stopped near the D-B taxiways, where the passengers were evacuated using 7 of the 8 slides. By the time the slides were deployed, there were three firefighting vehicles alongside the airplane, two in front and one behind.

The aircraft was evacuated using four ramps on the left side of the aircraft and three on the right. The video of the evacuation showed that door 2R, located forward of the right wing, did not open completely and the slide did not deploy. The door started to open but was not fully opened. After completing the evacuation, one of the firefighters who boarded the airplane pushed the door fully open, after which the slide deployed properly.

After the landing of the aircraft, runway 25R was closed and the configuration changed to 25L. The runway remained closed until 10:55 h, at which time it was reopened following a check by the signalmen.

The passengers exited via both sides of the aircraft and were directed toward two areas, one to the front left of the aircraft and another at the right rear, where they were

picked up by shuttle busses a few minutes later. The holding area for the uninjured specified in the airport's emergency plan was occupied by passengers from four flights. Airport authorities decided it would take too much time to clear that area, so the evacuated passengers were taken to boarding gate 57 in terminal 2 instead. At this gate there were passengers waiting to board a flight scheduled for an hour later. The video surveillance footage for this boarding gate showed that the offloaded passengers merged with the passengers awaiting to depart and were unable to sit. It was under these conditions that they were given medical attention and interviewed.

The alert at the airport was declared over at 10:28 h. The slides were removed and at 10:45 h the aircraft was towed to stand 65.

At 11:00 h, the passengers were taken to the airplane to gather their belongings, except for the passenger with the twisted ankle, who was taken to a hospital.



Figure 3. Evacuation footage from airport surveillance cameras

1.9. Tests and research

1.9.1. *Inspection of the static inverter*

An assessment was made of the damage to the static inverter. Based on the location and extent of the damage, it was determined that the problem resulted from overheating of an carbon composition resistor, R170.

The process began with the deterioration of that resistor and its overheating, which affected first the capacitor located next to the resistor and then, as the fire grew, spread to other nearby capacitors. These elements can combust for a period of time, which can result in the smoke that was detected in the passenger cabin and cockpit.

According to information provided by the manufacturer, the static inverter is always running in flight. It means that certain electronic components can be heat in the same way they would when the inverter is powering the standby bus.

1.9.2. *Previous static inverter overheating incidents*

The problem of static inverter overheating in the B737, B747, B757, B767 and B777 fleets has been known about since 1995. Boeing and the FAA have issued Service Bulletins and NPRMs (Notice of Proposed Rulemaking), respectively, to address the issue.

Finally, in December 2009, the FAA issued an Airworthiness Directive (2009-26-03), effective 1 February 2010. The directive required replacing the R170 resistor with a new one and changed its location in the inverter to avoid resistor overheating and the transfer of heat to adjacent components within the resistor (capacitors C50 and C51). For Boeing 757s, this change had to be made within the 42 months following the entrance into effect of the AD, that is, before 1 February 2012.

The operator had a previous case in which a burning odor was detected and the same STBY INVERTER message was received prior to the flight. In that incident there was no smoke in the cockpit and the inverter was replaced. The operator's and FAA's documentation showed the existence of another case in which after engine start-up on a 757, a fire in a static inverter produced smoke in the cabin, resulting in an evacuation of the passengers.

1.9.3. *Inspection of door opening mechanism*

Each emergency door and exit features a pneumatic slide that inflates automatically (when armed) when the door is opened from the inside. When the door is opened from the outside, the slide disarms automatically. The door has a pneumatic system that aids in opening the door fully such that from the initial opening motion, the system activates and deploys the slide as the door rotates. If the open-assist mechanism fails, the door can still be opened, though it requires a much greater physical effort.

The open-assist system on the door consists of a pneumatic actuator that is supplied air pressure from a reservoir. The reservoir pressure is released when a frangible disc in the reservoir is perforated under the action of a trigger mechanism that is activated by means of a cable attached to the door when it is opened from the inside.

When the airplane returned to London, the operator conducted an inspection of the door's open-assist system. The door did not appear to be seized or display any other signs that would have physically prevented it from being opened. The arming and disarming mechanism on the door functioned perfectly. The rigging of the cable that transmits the opening motion of the door to the activation mechanism was checked and found to be normal. The adjustment and operating tests of the trigger mechanism were satisfactory. The inspection of the reservoir and frangible disc indicated that while the

disc had been perforated, little or no gas had escaped from the reservoir to the actuator. A subsequent inspection of the reservoir did not reveal any anomalies in the seals that could have allowed the gas to leak. As a result, the most likely cause was a defect in the frangible disc. The investigation could not ascertain whether the reason for the loss of gas through the frangible disc was due to a defect in the disc or an error in the fitment of it to the bottle.

1.9.4. *Statement from flight crew*

After arming the localizer, the crew noticed that there was smoke on the flight deck. After the purser confirmed the presence of smoke in the passenger cabin as well, and despite the situation in the cockpit not being critical, they decided to use the oxygen masks as a precautionary measure. The copilot put his mask on first, followed by the captain. They felt no discomfort in their eyes, and thus decided not to put on the glasses. Their top priority was to land as soon as possible in light of the increasing amount of smoke. The use of the mask was uncomfortable and increased their workload. They made a conscious decision not to perform the “Smoke, Fire or Fumes” checklist.

The copilot focused on flying the aircraft and avoiding distractions, while the captain handled communications with ATC and the cabin crew, as well as managing the emergency and the changes to the aircraft’s configuration. The captain disengaged the autopilot, which he had kept engaged in case the amount of smoke increased. He disconnected it because he knew that the problem they were experiencing was electrical in nature and that the aircraft’s capabilities could be compromised.

1.9.5. *Statement from cabin crew*

The smell of an electrical fire was noticed as far back as row 16, and grew stronger near the cockpit. The fasten seat belt sign was lit. The purser initiated a series of exchanges with the captain regarding the presence of smoke. The captain conveyed the possibility of having to evacuate, and to inform the remaining flight attendants (FAs) of the situation. The purser briefed the other FAs during the approach using the intercom. Once on the ground, the captain contacted the purser to inquire on the status of the situation. The purser reported that there was still smoke in the passenger cabin, to which the captain replied to initiate the evacuation.

The FA at door 2R stated that the opening handle on the door was very stiff, and thought that the open-assist system on the door had failed. She opened the door but not fully, thus the slide did not deploy. As a result, she blocked off the door, redirecting the passengers both ways in the cabin.

1.10. Additional information

1.10.1. *Holding area for the uninjured*

The need for airports to designate a holding area for passengers who are evacuated uninjured or seemingly uninjured is set out in the Airport Services Manual, ICAO Doc. 9137-AN898, Part 7, Airport Emergency Planning. Its purpose is to provide a place for uninjured or slightly injured passengers away from the site of the emergency where they can be treated properly while keeping them from interfering with efforts to combat the emergency. Regarding its use for other activities, Section 9.4.12 in said manual states that this holding area “should be available”.

In Spain, the holding area for the uninjured is defined in the Emergency Plans that are part of the self-protection plans, regulated by RD 393/2007, Basic regulation on the self-protection of centers, facilities and offices dedicated to activities that may result in emergency situations. The following agencies are involved in the self-protection plans for airports:

- AENA: Writes the Self-Protection Plan.
- AESA: Receives the Self-Protection Plan, enforces its requirements and inspects and monitors for compliance.
- The Ministry of the Interior’s General Directorate for Civil Protection and Emergencies, which gathers background information.

Lastly, RD 862/2009 on the certification of airports under the purview of the State, specifies that the AESA shall conduct inspections of the airports in order to certify them, and that one of the aspects to inspect is the airport’s emergency plan.

1.10.2. *Actions taken by the operator*

In September 2009, and as a result of its own internal investigation into the incident, the operator took the following improvement actions:

- Implementation of the service bulletin (the associated Airworthiness Directive had not yet been issued) that modifies the static inverter in the entire Boeing fleet, with priority given to the 757s.
- Review the policies and crew awareness regarding the performance of QRH (Quick Reference Handbook) procedures.
- Reminder to cabin crews of the great physical effort required to open a door in the event of a failure of the door’s open-assist system.
- Protection of CVR in the event of a serious incident.

2. ANALYSIS

2.1. Technical aspects

2.1.1. *Fire in the static inverter*

While on approach to the destination airport, the Boeing 757-236 aircraft, registration G-CPEM, experienced a fire in a static inverter, P/N 1-002-0102-1000 and S/N CJ000370, made by Avionic Instruments Inc. This component, a part of the standby electrical system, had a problem that caused one of its resistor, R-170, to exceed its design temperature, and whose location resulted in this excessive temperature affecting nearby capacitors, which caught fire. Due to the inverter's location, in the avionics compartment, the smoke and smell of electrical fire affected the entire aircraft.

Both the extent of the damage (the fire only affected the inverter) and the effects in the cabin were consistent with those in previous incidents.

Though the static inverter is a component that works under high load in "non-normal" operating conditions (CAT III autoland and failure of the main AC bus), it is a component that is always running. This means that some of its elements, such as resistor R-170, heat up as if they were under load, and as such can overheat during any phase of flight. This was the case with aircraft G-CPEM, in which the static inverter overheated and caught on fire despite not being under load.

The manufacturer and the authority were aware of this problem, and had been the subject of Boeing service bulletins and FAA NPRMs, leading to the issuing of an AD in late 2009 to replace the resistor and change its location within the static inverter. This Directive, therefore, is believed to address the need to solve the existing problem with the static inverter.

The EICAS STANDBY INVERTER message was consistent with the problem of the inverter's inoperability. The subsequent messages described by the crew (YAW DAMPER, SPOILERS and LAND 2) are consistent with the inoperability of the standby AC bus after the failure of the static inverter. The phase in which the EICAS warnings appeared is consistent with the activation logic for said phases: position of spoilers lever and selection of approach phase.

2.1.2. *Failure of door 2R to open*

The open-assist mechanism on door 2R failed during the evacuation of the aircraft, though a subsequent attempt by a firefighter showed that it was possible to open, though with greater physical effort.

As for the slide, any problem with its installation or maintenance can be ruled out, since it deployed properly when the firefighter fully opened the door. The inspections of the open-assist mechanism indicated that there was very little gas flow from the tank to the actuator after the rupture of the frangible disc, and that it was insufficient to overcome the inertia and resistance of the door during the opening sequence. It was not possible to determine with certainty the cause for the lack of pneumatic fluid in the tank though, by the process of elimination, it appears to have been caused by a problem with the frangible disc.

Once the door's open-assist system failed, the physical effort required to fully open it was much greater, making it impossible for the flight attendant to finish opening it.

2.2. Operational aspects

Five minutes elapsed from the emergency declaration by the crew until the landing. The crew's priority was on landing safely as quickly as possible. The copilot focused on flying and on making a stable approach so as to ensure a landing on the first attempt and avoid having to go around. Proof of this is the fact that the aircraft was stabilized at 1,500 ft.

The use of the autopilot is regarded as an adequate and recommended practice that reduces the workload on the crew and that, in the event that the smoke in the cockpit had obstructed the view of the instruments, would have been of great help. The captain made a conscious and deliberate decision to disengage the autopilot at 300 ft in light of the electrical origin of the emergency. As for the "Smoke, Fire or Fumes" list, it was not executed on purpose. The proximity to the field and the amount of smoke in the cockpit are elements that could justify the captain's decision not to initiate that procedure. The fact that they were not wearing glasses indicates that the amount of smoke was not excessive, meaning the deployment of the masks was more a preventive than a necessary measure, but proper nonetheless. This indicates that the decision not to carry out the procedure was a risk assumed by the captain following a deliberate and considered thought process.

The emergency was reported in a concise and clear manner. The crew used the standard MAYDAY MAYDAY MAYDAY terminology, described the nature of the emergency, reported their intention to evacuate and requested the presence of ground equipment. For its part, the approach control station that received the report relayed the notification to a collateral station. ATC's handling of the incident by giving aircraft G-CPEM absolute priority and facilitating the most direct flight path to the airport was proper. The ATC's activation of the emergency at the airport was adequate and three firefighting trucks were standing by when the aircraft landed.

The captain's decisions to stop the aircraft on the runway, check the amount of smoke in the cabin and evacuate are considered correct. The evacuation took place quickly and

the FA's action to block access to door 2R and redirect passengers to other doors was proper. The FAs were aware of the situation and about the possible evacuation and were prepared for it.

The actions and coordination of the airport services was fast. The firefighters were standing by when the aircraft landed, assisted the passengers on the slides and redirected them to one of two assembly areas. The smoke was confined to the cabin and did not extend outside the aircraft, meaning the front left and aft rear areas did not pose any risk to the passengers. The shuttle busses arrived a few minutes later and picked up the passengers immediately.

2.3. Handling of passengers after the evacuation

The passengers were taken to a boarding lounge at the airport that was being used as part of normal operations for the boarding of passengers scheduled to depart an hour later. The arrival of the 176 passengers from aircraft G-CPEM filled the boarding lounge. The evacuated passengers could not be seated and were not kept separate from the other passengers. Most were standing and the medical assistance some of them received was provided in this same lounge in the presence of persons not belonging to that flight.

Providing information to passengers, and even identifying them, is more difficult when the passengers are not in a separate area. In addition, mixing passengers who have just been evacuated with other passengers waiting to board could lead to fear or unrest among the latter group. While the evacuation was normal, fast and incident free, it is not recommended that evacuated passengers be mixed with passengers from other flights.

To avoid such inconveniences, emergency plans define holding areas for the uninjured where passengers who have been subjected to an emergency can be attended to. The Barcelona Airport had defined such a holding area where the passengers should have been taken, but since ICAO regulations do not require that these areas be kept clear, it was not available when it was needed. As a result, a safety recommendation is issued regarding the need for holding areas for the uninjured to be available at all times and not be intended for other airport uses.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

Technical aspects

- The static inverter burned as a consequence of the overheating of resistor R-170.

- The fire in the static inverter produced fire and smoke in the cockpit and passenger cabin.
- The manufacturer was aware of the problem with the static inverter, which had been the object of service bulletins and an airworthiness directive.
- The open-assist mechanism on door 2R failed during the evacuation.
- Door 2R, which had been partially opened during the evacuation, was pushed open by a firefighter, after which the slide deployed correctly.
- An inspection of the opening system indicated that the activation mechanism had functioned correctly, but that insufficient gas had been discharged from the reservoir to the actuator, suggesting a loss of gas.
- The reason for the loss of gas could not be determined.

Operational aspects

- The aircraft was stabilized at 1,500 ft.
- The crew declared the emergency using the word MAYDAY.
- The aircraft was evacuated while on runway 25R.

Airport aspects

- Airport services were notified of and ready for the emergency.
- The holding area for the uninjured was occupied.
- After the incident, passengers from the incident flight were mixed with passengers from other flights in a boarding lounge.

3.2. Causes

The cause of the incident involving aircraft G-CPEM, a Boeing 757, was a fire in the static inverter caused by overheating of one of its components, resistor R-170, which affected adjacent capacitors. The fire in this element generated smoke in the cabin that led the crew to order an emergency evacuation. The fire source was contained within the protective box of the static inverter and did not spread or ignite any further equipment.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

Providing care for passengers after an evacuation is a particularly sensitive subject, one that is addressed by the ICAO through the requirement to assign an area specifically to treat and stabilize evacuated passengers. Though the ICAO indicates that such holding areas for the uninjured should be available, it does not require it, meaning that the lack

of space at airports routinely results in such holding areas being used for other purposes. This could give rise to situations in which clearing the holding area for the uninjured might take too much time, with the concomitant mixing of evacuated passengers and other passengers, or in having to take the evacuees to areas that are not set up to take care of them.

As a consequence, the following safety recommendations are issued:

REC 54/11. It is recommended that AENA, as the body responsible for preparing self-protection plans:

Consider a full-time restriction on using holding areas for the uninjured to carry out airport operations so as to ensure their immediate availability in the event of an emergency. In case of the impossibility of keeping the holding areas out of use full-time, it will be necessary to develop procedures and decisions to clear them in short periods of time quickly, estimating the time needed to carry it.

REC 55/11. It is recommended that the AESA, as the body responsible for certifying airports and for receiving the self-protection plans and enforcing, inspecting and monitoring for compliance with self-protection criteria:

Consider instituting a requirement for the purposes of certifying, inspecting and monitoring airport emergency plans that said plans impose a full-time restriction on using holding areas for the uninjured to carry out airport operations so as to ensure their immediate availability in the event of an emergency. In case of the impossibility of keeping the holding areas out of use full-time, it will be necessary to develop procedures and decisions to clear them in short periods of time quickly, estimating the time needed to carry it.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Saturday, 30 January 2010; 09:25 UTC ¹
Site	Malaga Airport (LEMG)

AIRCRAFT

Registration	EC-IJI
Type and model	PIPER PA-28-R 200 "Cherokee Arrow II"
Operator	Private

Engines

Type and model	LYCOMING IO-360-C1C
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	35 years old
Licence	CPL
Total flight hours	1,911.35 h
Flight hours on the type	758.83 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			1
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General Aviation – Positioning flight
Phase of flight	Approach

REPORT

Date of approval	17 October 2011
------------------	-----------------

¹ All times in this report are in UTC unless otherwise specified. To obtain local time, add one hour to UTC.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Description of event

On 30 January 2010, a Piper PA-28R-200 Cherokee Arrow II aircraft, registration EC-IJI, belonging to GAMISA AVIACIÓN, took off from Malaga Airport (LEMG) for the Casarrubios aerodrome (LEMT) so as to undergo the inspection necessary for the renewal of its Airworthiness Certificate. Onboard were the pilot and one passenger.

The aircraft took off at 08:15 with callsign GMJ-11. It was flying behind an aircraft from the same company (callsign GMJ-01) that was going to perform the same flight. Minutes later, as they approached point N of the Malaga CTR², both aircraft decided to return due to adverse meteorological conditions.

During the approach phase, the pilot realized that the landing gear was not fully locked. He informed the control tower and made a go-around maneuver. After making several fly-bys of the tower, several controllers informed the pilot that the front gear leg was fully retracted and that the main gear legs were between 30 and 45° from the horizontal. The pilot then decided to proceed to point E1 of the CTR, where he performed the emergency procedure for lowering the gear. After several failed attempts, he decided to remain airborne to burn fuel and then, after declaring an emergency to the control tower, proceeded to land on the taxiway, as proposed by air traffic control. Neither the pilot nor the passenger were injured. The underside of the fuselage, landing gear doors and propeller blade tips were damaged.



Figure 1. Photograph of aircraft after the incident

² Airspace Control Zone centered around an airport to facilitate the arrival/departure of traffic. See Appendix A.

1.2. Personnel information

The pilot, a Spanish national, had a valid and in force commercial pilot license (CPL(A)) issued by Spain's Civil Aviation General Directorate (now AESA). He also held valid SEP, MEP, IR(A) and FI(A)³ ratings.

His class 1 and 2 JAR-FCL medical certificate was also valid and in force.

As for flight experience, the pilot had a total of 1,911.35 flight hours at the time of the incident, of which 758.83 had been on the type. Of these total hours, 214 had been as pilot in command in VFR conditions, 227 in IFR and 277.83 as instructor in VFR.

The pilot also had experience on other single-engine aircraft types, such as the PA-38-112, PA-28-181, PA-8-201T, CESSNA 172, CESSNA 177, YAK-52, and on twin-engine aircraft like the P-68C and PA-34T.

1.3. Aircraft information

The Piper PA-28R-200 aircraft, registration EC-IJI and S/N 28R-7335013, is a single-engine low-wing retractable gear aircraft with seating capacity for four. It is outfitted with a 310-HP IO-550-N TCM engine (S/N 689121) and a PHC-J3YF-1RF/F7491D1 Hartzell propeller (S/N FP4647B).

The aircraft's documentation included the following:

- Registration certificate issued on 21 February 2003.
- Airworthiness certificate valid until 24 January 2010.
- Extension of the Airworthiness Certificate and Aircraft Station License valid until 24 February 2010 issued by the Aircraft Safety Office of Spain's State Aviation Safety Agency (hereinafter AESA).
- Aircraft Station License Certificate.
- Insurance certificate valid until 3 January 2011 that allowed the aircraft to be used for club, school, rental (for private use) and tourist flights by members of the club.
- Aircraft Maintenance Program and approval of said program by AESA, and which specified SINMA AVIACION as the CAMO⁴ JAR-145 Maintenance Center.

³ SEP- Single-Engine Piston.

MEP- Multi-Engine Piston.

IR(A)- Instrument flight rating.

FI(A)- Flight instructor rating.

⁴ CAMO- Continuing Airworthiness Management Organization.

1.3.1. Aircraft systems information

The information below describes the structure, operation and maintenance tasks applicable to the landing gear, as well as the procedures required to lower the gear, whether normally or manually (in emergency).

1.3.1.1. Structure and operation of landing gear

The retractable landing gear is hydraulically operated by an electrical reversible pump. There is an actuating lever on the instrument panel to the left of the control quadrant that is used to select the gear to the UP or DOWN position. The different gear positions are indicated by way of three green lights underneath the gear actuating lever for the "gear down and locked" position. There is a yellow light situated at the top of the instrument panel for the "gear in transit" position, whether up or down. There is no light to indicate that the gear is fully retracted, the only such indication being that all of the other lights are off (see Figure 2).

There is a switch on each gear leg that, when the leg is down and locked, turns on the green light associated with that leg. When all three switches are activated, the electric pump turns off. If the panel lights are on, the ones for the gear can be dimmed. When the gear is being retracted and the aforementioned switches turn off, the yellow in-transit light illuminates and remains lit until the gear is up and the switches are activated.



Figure 2. Photo of gear lever and associated lights

There is a red warning light to the left of the yellow one (see Figure 3) that operates in conjunction with an aural warning and has a dual purpose: to warn when thrust is reduced below approximately 14 inches of intake pressure and the gear is not down and locked; and to warn that the gear lever is in the UP position with the aircraft on the ground or at a speed below that required to close the hydraulic valve and the switch for the backup gear extender (BGE) pump (see Section 1.3.3).

Each leg is retracted and extended by a single hydraulic cylinder. While the leg is in transit, the doors move with it through a mechanical link. The legs are kept in the up position by hydraulic pressure in the cylinder. There are no retainers holding the legs, and a loss of



Figure 3. Photo of the gear in transit lights (yellow) and gear unsafe light (red)

hydraulic pressure would allow the legs to gravity drop. It is preferable for the gear to be lowered and raised using the gear actuating lever. In the event of a loss of hydraulics or an electrical fault, the gear can be lowered by pushing down on the **emergency extension** lever located between the pilot seats, or by actuating the **BGE** (can only lower legs if the speed falls below approximately 105 mph (90 kt) and no thrust is applied, at which time the hydraulic valve on the BGE opens to release hydraulic pressure).

1.3.1.2. Arrangement of the emergency extension system (Backup Gear Extender (BGE))

The system for lowering the gear in an emergency was conceived as a safety device to aid in avoiding inadvertently landing the aircraft with the landing gear retracted and prematurely retracting the gear during takeoff. When properly operated and maintained, the system lowers the gear automatically when speed and power reach a pre-set value. It also aids in keeping the gear from being retracted before pre-set speed and power values are obtained.

As described in the Pilot's Operating Handbook, the system is controlled using the difference in air pressure across a diaphragm that is mechanically linked to an electronic valve and to an electronic switch that turns the electrically powered hydraulic pump on. The system that provides information on the static and ram pressure at the diaphragm is located in the left part of the fuselage above the wing (see Figure 4). Any obstruction of the ports could cause the gear to lower.

When the BGE is installed, the emergency gear lever can be in one of three positions: **VERRIDE** (BGE system deactivated), **AUTO** (BGE system activated) and **EMERGENCY DOWN** (gravity deployment system).



Figure 4. View of the pitot/static tube that supplies information to the BGE. Emergency gear lever

When this lever is in the top position, the system is overridden and the gear position is controlled only by the gear lever, regardless of the power/speed combination. There is a pin that blocks the travel of the lever and keeps the system in the override position, meaning that placing the system in override requires pulling up on the lever and inserting the pin. When the system is deactivated, the system overridden light (located under the gear actuating lever) flashes yellow. The pin is spring loaded to aid in unlocking the system, such that pulling on the lever and releasing the spring returns it to its position and the light stops flashing. The system must also be overridden when training on stalls with the gear up.

When the system is used to emergency lower the gear, the lever releases hydraulic pressure to allow the gear to gravity drop. According to the Pilot's Operating Handbook, *the lever must be kept in the down position to emergency lower the gear.*

The manufacturer issued a Service Letter⁵ (No. 810) associated with this system to give guidelines for replacing the BGE diaphragm due to its being a leading cause for the faulty operation of the system.

Additionally, given the occurrence of cases in which the non-operation of this system would have contributed to certain accidents, the manufacturer issued a Service Bulletin that required the removal of the system (SB866A)⁶.

⁵ Service Letters are issued by the manufacturer to provide information on improvements to an aircraft product or service.

⁶ It should be noted that although the manufacturer considered compliance with Service Bulletins mandatory, given their importance, compliance is not mandatory since they are not Airworthiness Directives.

1.3.1.3. Emergency gear lowering procedure

According to the Emergency Procedures in the Pilot's Operating Handbook, the following steps are required to emergency lower the gear:

1. Master Switch– Check On
2. Breakers - Check
3. Panel lights - Off (in daytime)
4. Gear indicating lights – Check

If the gear does not go to a down and locked position:

5. Reduce speed below 100 mph.
6. Move gear lever to "gear down" position.
7. If the gear does not lock in an aircraft equipped with the BGE (Backup Gear Extender), raise the emergency gear lever to the "Override Engaged" position.
8. If the gear still fails to lock, move and **maintain**⁷ the emergency gear lever in the "Emergency Down" position.
9. If the gear still fails to lock, yaw the aircraft sharply from side to side with the rudder.

NOTE

If electrical power has been lost, the landing gear must be deployed using the emergency procedure described above. The gear position indicating lights will not be operational.

1.3.1.4. Inspection for water damage, immersion in water

Some weeks before the incident, there were storms in the area that flooded the general aviation platform at the Malaga Airport. The aircraft was parked in an affected area and its legs were submerged in water almost up to the airframe, based on photographs provided by the owner.

According to the Maintenance Manual, there is a series of unscheduled maintenance inspections that include one to check for damage from flooding or immersion in water. Said inspection requires the performance of the following actions, among others:

Determine the level reached by the water. Determine which operational and/or electrical components were exposed to water.

⁷ This terminology is reflected in the February 2005 revision to the Aircraft Flight Manual. The July 1973 revision in use by the owner did not specify this method of holding the lever down.

If any of the following components (only those involved with the incident in question are shown) were submerged, inspect them carefully to determine the extent of the damage:

Component	Inspection	Inspection interval
Landing gear and associated components	Jack airplane and cycle landing gear oleos and torque links to ensure proper operation	If immersed, each event, before further flight
Electrical systems	Replace all switches and circuit breakers. Remove electrical motors and electric pumps, etc.	If immersed, each event, before further flight

1.3.1.5. Maintenance information

The owner had contracted an approved Maintenance Center and CAMO to conduct the maintenance as well as to oversee the aircraft's entire maintenance program. Section M.A. 710 (Airworthiness review) of Commission Regulation (EC) No. 2042/2003 of 20 November 2003 on the continuing airworthiness of aircraft and aeronautical products, parts and appliances, and on the approval of organizations and personnel involved in these tasks, states that:

To satisfy the requirement for an M.A. 902 airworthiness review of an aircraft, a full documented review of the aircraft records shall be carried out by the approved continuing airworthiness management organization in order to be satisfied that:

1. airframe, engine and propeller flying hours and associated flight cycles have been properly recorded;
2. **the flight manual is applicable to the aircraft configuration and reflects the latest revision status;**
3. all the maintenance due on the aircraft according to the approved maintenance program has been carried out;

[...]

The 50-hour inspection had been carried out on 28 April 2008 with 3951:45 hours on the aircraft. The last 1,000-hour inspection (4,000:05 h) had been performed on 20 February 2009. The next scheduled inspection was at 4,050:05 h, and coincided approximately with the annual inspection and the airworthiness certificate review, and was the reason for the trip that was scheduled for the day of the incident. The owner normally attached to the aircraft documentation any discrepancies noted on successive pre-flight inspections so as to call the Maintenance Center's attention to them and check them. In this case, one of the annotations was that the aircraft had been submerged and to thoroughly check the gear for possible traces of mud. It does not

appear as though the owner checked with the maintenance center on how to proceed following this immersion prior to any flight.

The Pilot's Operating Handbook (equivalent to the flight manual) used by the school was not up to date.

1.4. Pilot's statement

The pilot reported that he took off from Malaga Airport at 08:15 with callsign GMJ-11. His destination was Casarrubios del Monte (LEMT).

When he was over point N of the Malaga CTR (see Appendix 1), the adverse weather conditions (strong headwind with downdrafts of up to 1000 ft/min and cloud ceiling above 8,000 ft) forced him to return to Malaga, which he did after informing ATC.

Once on approach, the pilot noted that the landing gear was not fully locked, so he proceeded to go around. He then requested that the control tower give him a visual confirmation of the actual condition of the gear. He was informed by several controllers that the nosewheel leg was retracted and that the main gear legs were 30 to 45° from the horizontal. The pilot decided to head to point E1 of the CTR to try to lower the gear using the emergency procedure. After several failed attempts, he decided to remain airborne to burn fuel in preparation for making an emergency landing with the gear up. Once informed by ATC that emergency equipment and services were standing by and that he was cleared to land, he proceeded to make an emergency landing without gear on the taxiway, as proposed by ATC.

1.5. Pre-flight data

According to the flight plan, the aircraft was scheduled to depart from LEMG at 08:00. The estimated travel time to the Casarrubios aerodrome (LEMT) was 2 hours and 30 minutes. The average airspeed would be 90 kt and the flight would be in VFR conditions.

The weather data checked by the pilot included the 06:30 METAR, which reported 14 kt winds from 310°, visibility greater than or equal to 10 km in Malaga with few clouds at 5,000 ft and similar conditions at the Getafe aerodrome (LEGT), the closest to LEMT.

The low-level significant weather map indicated broken clouds or locally broken clouds throughout the entire first segment of the flight, with stratus clouds with bases at 500-1,000 ft and ceilings at 1,500-2,500 ft, and stratocumulus and cumulus with bases at 1,200-3,500 ft and ceilings at 4,500-7,500 ft.

The wind map for the area showed 15-kt winds from the northwest at 5,000 ft and 35-kt winds from the northwest at 1,000 ft.

1.6. Meteorological information

The METAR information for Malaga Airport was as follows:

09:00-METAR LEMG 300900Z VRB01KT 9999 FEW040 12/06 Q1012 NOSIG
09:30-METAR LEMG 300930Z 32007KT 290V350 9999 FEW040 12/06 Q1012
NOSIG

Based on this information, the winds at 09:00 were variable at 1 kt and from 320°, and at 7 kt at 09:30, varying between 290 and 350°.

1.7. Aerodrome information

The Malaga Airport is located 8 km SW of the city at an elevation of 52 ft. It has one main landing runway in a 13/31 orientation, and one taxiway parallel to and north of the runway. The main runway is 3,200 m long and 45 m wide. There are six rapid exits to the taxiway, three on runway 13 (C-4, C-2 and C-1) and three on runway 31 (C-3, C-5 and C-6). The taxiway is 23 meters wide and was paved out to 45 meters since it was used as a runway some time ago when work was being done on the main runway.



Figure 5. Aerial view of the Málaga airport (LEMG)

1.8. ATC communications

According to ATC communications, aircraft EC-IJI, callsign GMJ11, contacted on approach frequency at 08:17:26 to report that it was above point E1 at 1,000 ft and requested to climb to 7500 and proceeded to point N, following the preceding aircraft from the same company, GMJ01. Approach approved the request, as well as the one at 08:34:24 to climb to 8500 ft. At 08:37:47, aircraft GMJ01 contacted approach once more to report, on behalf of both GMJ01 and GMJ11, that they were returning to the field because passing the Malaga mountain range was quite complicated at that time since the wind was "throwing" them down. After contacting the tower again and decide which of the two would be the first to initiate the approach, GMJ11 was cleared to land on runway 31 at 08:51:44, while GMJ01 held in a circling pattern above E1. At 08:55:23, aircraft GMJ11 reported that it was doing a go around due to a gear failure. At 08:55:50, the tower cleared the other aircraft, GMJ01, to land.

The tower confirmed that the front leg was not extended and that the main gear legs were down. At 08:56:51, the tower suggested that it head toward point E1 to circle and conduct gear tests. At 08:58:34, the aircraft contacted the tower once more to request another visual check of the status of the gear. Two minutes later the tower confirmed that the front gear was retracted and that the main did not appear to be fully extended, as a result of which the pilot decided to return to E1 and continue cycling the gear. At 09:09:21, the pilot contacted the tower again to report that the gear was not extending and that he would continue circling to burn fuel. The tower supervisor spoke to the pilot to inquire about the problem and told him that they had seen how the main gear was not fully extended and that the front gear was retracted. He also proposed the possibility to the pilot of landing on the second half of the taxiway in the direction of runway 31 and to have the firefighting service standing by there. At 09:14:25, the pilot declared an emergency at the tower's request after it was explained that such a declaration was required in the procedure for deploying emergency services.

Two minutes later the aircraft was on the final approach course and, after doing a 360 at the tower's request, was finally cleared to land on the taxiway at 09:21:22. The wind was from 310° at 10 kt. At 09:25:43, the tower reported approach control the successful landing to approach, saying that both occupants were exiting under their own power and that firefighters were applying foam as a precautionary measure.

The aircraft was towed to the North Apron and the taxiway declared operational at 09:43:38.

1.9. Inspection of aircraft

The aircraft was taken to the apron and inspected a few days later. It was resting on the bottom of the fuselage and had been cordoned off by the Civil Guard. After

conducting a visual inspection of the outside and taking some initial photographs, the cockpit was inspected before any other actions were taken with the aircraft. Inside the cockpit it was noted that the flaps lever was in the flaps retracted position (though information provided during the investigation confirmed that at least one notch of flaps was used during the landing), the gear lever was down, and the emergency lever in AUTO. The circuit breaker panel situated at the right of the cockpit was not visible to the naked eye and was protected by a cosmetic lid like that used for a glove box. When opened, it was noticed that the breaker for the landing gear pump was open (see Figure 6).



Figure 6. Close-up of the position of the landing gear pump breaker

There were clear signs of water on the cockpit floor. The owner reported that a few weeks earlier the apron had flooded, though the airport informed him that the water level had not risen to 50 cm (though photographs supplied during the investigation appear to show that it was flooded almost to the bottom of the airframe). In any event, there was water on the cockpit floor and when the pump compartment was inspected, it also exhibited signs of water. At first sight the electrically powered hydraulic pump appeared to be in good condition, though the dipstick did not show any traces of hydraulic fluid.

Once this initial inspection was concluded, the aircraft was placed on jacks so that the gear could be cycled in an effort to detect possible anomalies.

Before turning on the MASTER switch, the emergency lever was used to activate the gear, which lowered and locked. The MASTER switch was then turned on but the gear down and locked lights did not turn on, even though the gear was physically locked. The condition of the lights was verified to be good by replacing them with other lights. According to the Pilot's Operating Handbook, it is recommended that the panel lights be OFF because otherwise the gear lights might appear dim. This switch was in the DIM, but not OFF, position, and the lights did not turn on in either case. After several attempts it was noted that there was a problem with the dimmer knob (potentiometer)

and that on occasion, when it was turned slightly, it made contact and the lights turned on.

The tripped pump breaker was then connected with the emergency handle in the OVERRIDE position. In this position, the yellow indicating AUTO EXT. OFF was lit, though it was not flashing, as stated in the manual; rather it was steady. When the gear was cycled up, the pump turned on, though it made intermittent sounds, probably due to the lack of hydraulic fluid. Despite this, the pump functioned normally and without any faults for at least the 15 additional cycles used to check the gear operation without the hydraulic fluid tank being refilled.

- The yellow “gear in transit” flashing light also remained on even after the gear was up and locked and the nosewheel switch was pressed.
- The gear was cycled several times and worked properly.
- Another test was conducted on the emergency system by actuating the emergency lever. Result: gear down and locked.
- Another test was conducted simulating a situation in which the gear starts to lower with the pump initially in operation and then interrupted, with the gear continuing to drop in emergency by gravity. Result: gear down and locked.
- Another test was conducted to simulate the possibility of having operated the system in AUTO instead of EMERGENCY, with the BGE system engaged and the aircraft at speed. Result: gear down and not locked.

The area of the BGE (Backup Gear Extender) was accessed and the system was visually verified to be in good condition, though its proper operation could not be confirmed since that can only be done in flight. The anemometer was removed to check whether its readings were correct in comparison to those from the BGE system. The anemometer was sent to a specialized center for calibration. The result was satisfactory.

Tests were conducted on another aircraft of the same characteristics. The manufacturer later confirmed that the emergency lever must be pressed for at least seven seconds before the train is fully extended. According to the Pilot’s Operations Manual, this is the estimated normal gear extension time.

2. ANALYSIS

The aircraft was flying from Malaga (LEMG) to the aerodrome in Casarrubios (LEMT) so as to undergo the annual inspection required to renew its Airworthiness Certificate, whose validity had been extended until 24 February 2010. It was being accompanied by another aircraft from the same company.

Due to the adverse weather conditions found as they approached point N of the Malaga CTR, both aircraft decided to return to Malaga Airport.

During the approach leg, the pilot realized that the gear did not appear to have completed the extension cycle and decided to go around. He then asked ATC to verify the condition of the gear. After several checks, ATC confirmed that the nose gear was in fact not extended and that the main gear appeared to be between 30 and 45° from the horizontal.

After cycling the gear several times unsuccessfully, the pilot decided to remain airborne to burn fuel and then land without the gear down. ATC suggested that he land on the taxiway, which the pilot did, demonstrating great skill to avoid further damage. The dimensions of the taxiway were verified to be correct for an aircraft of those characteristics to land.

During the inspection of the aircraft a week later, it was noted that in the breaker panel located in the right side of the cockpit and shielded by a cover, breaker 25 A (CB), associated with the landing gear pump, was tripped. The pilot did not mention having reset this breaker, though he did make reference during his statements that he had carried out the emergency procedure. Item 2 in this procedure requires a check of the condition of the breakers, though it should be noted that in an emergency, this check cannot be made quickly without first removing the cover that hides the breakers and which is located on the side of the cockpit opposite the pilot's seat.

When the condition of the electrically powered hydraulic pump was checked, it was noted that there was standing water on the floor of its compartment at the rear of the aircraft and that the dipstick did not show any traces of there being any hydraulic fluid left in the reservoir. In spite of this, during a check of the system the gear was cycled several times with the pump in constant operation, though it did make intermittent noises, possibly due to the lack of fluid in the system's internal lines.

This aircraft features a special system for extending the gear and that incorporates a BGE system (Backup Gear Extender), which is responsible, on the one hand, for lowering the gear automatically under certain power and speed conditions that indicate landing conditions, and, on the other, for keeping the gear from retracting (even if the gear lever is actuated) under specific power and speed conditions that indicate that the aircraft is taking off.

The system can be overridden using a lever located between the two front seats so as to allow, for example, school training aircraft to simulate stalls (conditions similar to those under which the gear would extend) without the system engaging. The incident aircraft had this system engaged (Override Engage). When attempting to emergency lower the gear, the system must be unlocked by removing the locking pin, which would leave the system in AUTO (that is, BGE system engaged). When the lever is pressed downward and held, the gear would emergency extend by gravity. The pilot assured having performed this procedure. It has been verified, however, that, according to the Pilot's Operating Handbook in possession of the school and in the aircraft, the procedure for lowering the

gear only mentioned pushing the lever forward. This differs from the updated Aircraft Manual which states that in addition to pushing the lever forward, it must be held (this last word being highlighted in the procedure). Tests conducted on another aircraft of the same characteristics, as well as confirmation received from the manufacturer, reveal that the lever must be held for at least seven seconds in order for the gear to fully extend. This is also the estimated normal gear extension time specified in the Pilot's Operating Handbook. According to Regulation (EC) No. 2042/2003 (see Section 1.9.5), updating the flight manual (Pilot's Operating Handbook in this case) is the responsibility of the CAMO. The AESA was consulted on this point to check whether there is anything in its CAMO approval and monitoring procedures that specifically checks whether the Flight Manuals are updated. The AESA replied that its checklists did not include such an item. A safety recommendation is thus issued in this regard.

A contact was also verified to have been faulty in the panel lights. Even though the manufacturer warns that the lights must be off in daylight conditions in order for the gear lights to be perfectly visible, it was noted during the inspection that the lights were set to DIM. Even had they been off, however, the gear lights did not illuminate when the gear was down and locked. When the dimmer switch was rotated, there was a point where the lights did turn on, but as soon as the switch was moved from this point the lights turned off again. It was also noted that the yellow "gear in transit" light, located in the top left part of the instrument panel in the cockpit, remained on after the gear was fully retracted and the associated gear switches were actuated. Additionally, the aircraft had been in flooding conditions while parked on the platform. The owner was initially told that the water level was only 50 cm, though the photographs he provided, as well as the water found during the inspection of the aircraft, indicate that the water probably reached up to the bottom of the airframe.

In these cases, the Maintenance Manual requires performing a series of inspections of the systems exposed to water. It specifically states to cycle the gear several times with the aircraft raised on jacks in order to ensure its operability. Any affected electrical systems should also be inspected and breakers and switches replaced and electrical pumps and motors removed.

The owner had not performed any of these items. He simply made an annotation in the list of discrepancies he sent annually to the Maintenance Center so that the relevant check could be made. In this case, the owner should have made the maintenance center aware of this fact so as to decide on how to proceed before making any flights. It is this lack of an effective system of communications between CAMO and owner that prompted the issuance of two safety recommendations.

It could not be determined whether every anomaly involving the switches and lights stemmed from defective aircraft maintenance or from the effect on these systems of the presence of water during the flooding. The only anomaly not influenced by the presence or absence of water was the lack of hydraulic fluid.

During the inspection, the breaker associated with the power supply to this pump was reset, after which the gear was extended and retracted through several cycles. This seems to indicate that the presence of water in the pump compartment could have resulted in the breaker tripping from its original position during the first attempt to extend the gear. The pilot did not reset this breaker, so it is not known whether, had he reset it, the gear would have worked as it did during the tests conducted later with the aircraft on the ground. It should be emphasized that the check of the breakers does not appear to be an action that is performed immediately and intuitively, and less so during an emergency, due to the presence of a cosmetic cover on the breaker panel. As a result, a safety recommendation is issued in this regard.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

After presenting and analyzing the information gathered on this incident, the following conclusions can be reached:

- The pilot had a valid and in force license and medical certificate and was sufficiently experienced in piloting the aircraft involved.
- The aircraft's documentation was valid. The AESA had issued an extension to its Airworthiness Certificate that was valid until 24 February 2010.
- The pilot had filed a flight plan for the trip he was going to make. He had the weather information necessary to conduct the flight.
- ATC suggested the use of the taxiway for the landing.
- The dimensions and condition of the taxiway were suited for landing an aircraft of these characteristics.
- Breaker 25A, associated with the gear pump, was found in a tripped position.
- In its factory condition, the breaker panel is concealed by a cover, which prevents quick checks in the event of an emergency.
- The aircraft had been parked on a general aviation platform that had been flooded by water, which affected the aircraft.
- The unscheduled maintenance tasks detailed in the Maintenance Manual section on water damage and water immersion were not performed.
- The owner did not ask the maintenance center what to do in this situation before making any flights, merely noting this fact as a remark in the list of discrepancies that accompanied the aircraft's documentation.
- There were still signs of water in the compartment housing the electrically powered hydraulic pump.
- The PANEL LIGHTS switch did not make good contact, which prevented the lights from turning on.
- The "gear in transit" light did not turn off even with the gear fully extended or retracted.

- The emergency procedure was not performed properly. The status of the breakers was not checked as required by the Manual, and the emergency lowering of the gear was not completed correctly due to the use of an obsolete manual.

3.2. Causes

Based on the information available, the incident is considered to have been caused by a one-time malfunction (short circuit) of the landing gear's electrically powered hydraulic pump, possibly due to the presence of water and moisture around its housing. This tripped the breaker for the gear's electrical system. The failure to check the status of the breakers and the use of the outdated procedure to emergency lower the gear contributed to the gear's failure to lower fully.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

This incident was caused mainly by the failure to apply specific unscheduled maintenance procedures following a water immersion and by the anomalies detected in electrical circuits and in the behavior of the gear as a result of failing to carry out tasks expressly indicated in the Maintenance Manual. An obsolete emergency procedure to lower the gear was also used, the proper application of which is essential to achieving full gear deployment in manual mode. Furthermore, the presence of a cosmetic cover on the breaker panel means that in tense situations, such as in an emergency, an immediate check of the breaker status is neither practical nor feasible. These facts necessitate the issuance of the following recommendations:

- REC 56/11.** It is recommended that the CAMO, SINMA Aviación, establish a system for two-way communications with operators so as to be informed in real time of any anomaly or discrepancy affecting an aircraft for which it is responsible.
- REC 57/11.** It is recommended that Spain's State Aviation Safety Agency (AESA) establish the procedures and means necessary for ensuring that approved CAMOs establish a system for two-way communications with operators so as to be informed in real time of any anomaly or discrepancy affecting an aircraft for which it is responsible.
- REC 58/11.** It is recommended that PIPER evaluate the possibility of modifying the design of the cover that shields the breakers in the Piper PA-28R-200 aircraft so as to allow for greater visibility when checking the status of these breakers, especially in emergency situations.

APPENDIX A

Visual approach chart – LEMG

