CIAIAC

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

Boletín Informativo

4/2011

GOBIERNO DE ESPAÑA
MINISTERIO DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO
4/2011

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.° 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-001/2006	09-01-2006	EC-GAT	MD-83	Aeropuerto de Barcelona-El Prat	1
(*)	IN-006/2008	02-03-2008	EC-JLQ	Tecnam P2002-JF	Anglesola (Lleida)	47
(*)	IN-023/2008	23-06-2008	EC-GCX	Cessna 177 RG «Cardinal»	4,5 km al oeste del Aeropuerto ..... de Madrid-Cuatro Vientos	57
	IN-044/2008	23-12-2008	EC-KVQ	Piper PA 46-310 P «Malibú»	Aeropuerto de Pamplona (Navarra)	95
(*)	IN-020/2009	25-08-2009	N31145	Piper PA 46-500 TP «Malibú»	Aeropuerto de Ibiza	103
	A-020/2010	02-07-2010	EC-LDP	Piper PA-28-235	Aeropuerto de Sabadell (Barcelona)	109
	IN-005/2011	24-02-2011	EC-IKF	Piper PA-28-161 Warrior	Aeropuerto de Jerez de la Frontera ..... (Cádiz)	125

ADENDA 129

(*) 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
00 °F	Grados Fahrenheit
ACAM	Monitorización de la aeronavegabilidad continuada de aeronaves
AESA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
AGL	«Above Ground Level» (Sobre el nivel del suelo)
AIP	Publicación de información aeronáutica
API	American Petroleum Institute
APP	Oficina de control de aproximación
ARC	Certificado de revisión de la aeronavegabilidad
ATC	«Air Traffic Control» (Control de tránsito aéreo)
ATPL	Licencia de piloto de línea de transporte aéreo
AVGAS	Gasolina de aviación
BCN	Aeropuerto de El Prat-Barcelona
CAS	«Calibrated Air Speed» (Velocidad calibrada respecto al aire)
CDA	«Continuous Descend Approach» (Llegada de descenso continuo)
cm	Centímetro(s)
CMA	Centro de mantenimiento autorizado
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CTE	Comandante
CTR	Zona de control aéreo
CV	Caballos de vapor
CVR	«Cockpit Voice Recorder» (Registrad or de voz en cabina)
DFDR	«Digital Flight Data Recorder» (Registrador digital de datos de vuelo)
EPR	«Engine Pressure Ratio» (Relación de presiones en el motor)
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FAF	«Final Approach Fix» (Punto de referencia de aproximación final)
FAR	Regulaciones de la Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FI(A)	Habilitación de instructor de vuelo de avión
FL	Nivel de vuelo
ft	Pie(s)
ft/min	Pies por minuto
g	Aceleración de la gravedad
GPWS	«Ground Proximity Warning System» (Sistema de aviso de proximidad al terreno)
GS	Senda de planeo del sistema de aterrizaje por instrumentos ILS
h	Hora(s)
hPa	Hectopascal(es)
IAF	«Initial Approach Fix»
IAS	Velocidad indicada
IC	Instrucción Circular
IFR	Reglas de vuelo instrumental
ILS	«Instrumental Landing System» (Sistema de aterrizaje instrumental)
ILS-CAT III	Sistema de aterrizaje por instrumentos de categoría III
IR(A)	Habilitación de vuelo instrumental de avión
KIAS	«Indicated Airspeed (knots)» (Velocidad anemométrica indicada en nudos)
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
LEBL	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Barcelona
LEJR	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Jerez de la Frontera
LELL	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Sabadell
LEPP	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Pamplona
LLZ	Localizador
m	Metro(s)
MEP	Habilitación para avión multimotor de pistón

Abreviaturas

METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue
N/A	No afecta
NDB	Radiofaro no direccional
NM	Milla(s) naútica(s)
NTSB	National Transportation Safety Board
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OSV	Oficina de Seguridad en Vuelo
P/N	Número de parte
PF	Piloto a los mandos de vuelo
PNF	Piloto que no lleva los mandos de vuelo
PPL(A)	Licencia de piloto privado de avión
psi	Libras por pulgada cuadrada
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
RA	Radioaltura
RH	Mano derecha
rpm	Revoluciones por minuto
RWY	Pista de vuelo
s	Segundo(s)
S/N	Número de serie
SAIB	Special Airworthiness Information Bulletin
SB	Boletín de servicio
SEP	Habilitación para avión monomotor de pistón
SI	Service Instruction
SOP	«Standard Operating Procedures» (Procedimientos operacionales estándar)
SPL(A)	Licencia de alumno piloto de avión
TAS	«True Airspeed» (Velocidad verdadera respecto del aire)
TBO	«Time Between Overhauls» (Tiempo entre revisiones generales)
TDZ	«Touchdown Zone» (Zona de toma de contacto)
THR	Umbral
TMA	Área de control terminal
TSN	«Time Since New» (Tiempo desde la fabricación)
TWR	Torre de control de aeródromo
ULM	Aeronave ultraligera
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VFR	Reglas de vuelo visual («Visual Flight Rules»)
VHF	Muy alta frecuencia
VLA	«Very Light Airplane»
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro onmidireccional de VHF
Vref	Velocidad de referencia en el aterrizaje
Vtarget	Velocidad de target
W	Oeste
WOW	«Weight on Wheels» (Señal de peso en las ruedas)

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Lunes, 9 de enero de 2006; 09:00 h UTC**
Lugar	**Aeropuerto de Barcelona-El Prat**

AERONAVE

Matrícula	**EC-GAT**
Tipo y modelo	**MD-83**
Explotador	**Spanair**

Motores

Tipo y modelo	**JT8D-219**
Número	**2**

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	**40 años**	**40 años**
Licencia	**ATPL**	**ATPL**
Total horas de vuelo	**6.012 h**	**3.400 h**
Horas de vuelo en el tipo	**4.612 h**	**2.926 h**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**6**
Pasajeros			**90**
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Menores**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Transporte aéreo comercial – Regular – Nacional – Pasajeros**
Fase del vuelo	**Aterrizaje**

INFORME

Fecha de aprobación	**9 de junio de 2011**

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El día 9 de enero de 2006 poco antes de las 09:00 UTC[1] la aeronave MD-83, matrícula EC-GAT, operada por Spanair, hacía su aproximación a la pista 07R, del aeropuerto de Barcelona. Realizaba el vuelo regular programado, JKK-6513 y a bordo de la aeronave viajaban 90 pasajeros y una tripulación de 6 miembros, que habían despegado de Bilbao unos 40 minutos antes.

El comandante actuaba como PF en tanto que el copiloto lo hacía como PNF.

Las condiciones meteorológicas eran de buena visibilidad, sin techo de nubes y con viento cruzado por el lado izquierdo de unos 11 kt. La pista estaba seca.

La operación se había desarrollado normalmente hasta los instantes de comenzar la aproximación inicial con rumbo 150°, cuando su altura era relativamente elevada. ATC recordó a la aeronave la restricción de no descender por debajo de 5.000 ft hasta cruzar la línea de costa. Esta restricción, impuesta por causas medioambientales, había entrado en vigor unos meses antes.

La aeronave recortaba el viraje para interceptar el localizador del ILS sobre el punto fijo de aproximación final FAF, situado a 8,91 NM, volando a unos 3.700 ft de altitud y una velocidad indicada de 260 kt.

Estando por encima de la senda de planeo, el descenso en final fue muy pronunciado, del orden de los 2.500 ft/min. En corta final, consiguió la aeronave establecerse en la senda de planeo (GS), del ILS pero con velocidad muy alta, no estabilizada, mientras cambiaba la configuración a flap 40°, de aterrizaje.

Sobrevoló la cabecera de la pista a la altura correcta de 50 ft, pero con 200 kts. Las velocidades de referencia (Vref)[2] y de target (Vtarget)[3] eran 124 kt y 129 kt, respectivamente. Por las huellas de los neumáticos se sabe que no hizo contacto el tren principal de la aeronave con el suelo hasta pasada la mitad de la longitud de pista

[1] Todas las horas expresadas en este informe se refieren a horas UTC, Tiempo Universal Coordinado. La hora local se obtiene sumando una hora al tiempo UTC.

[2] Vref es la velocidad de referencia en el aterrizaje. Su valor será como mínimo:

- 1,30 veces la velocidad de pérdida para el peso y configuración de la aeronave.
- Vmcl (velocidad mínima de control durante aproximación y aterrizaje).
- La velocidad que proporcione la capacidad de maniobra especificada en FAR 25.143.

[3] Vtarget, es la velocidad a la que ha de hacerse el aterrizaje, y se obtiene incrementando la Vref en una determinada cantidad basada en el viento reportado. Dicho incremento no será menor de 5 kt ni mayor de 20 kt, y se calculará de la siguiente forma.

5 kt, más el valor de la intensidad de las rachas que exceda sobre la velocidad media del viento, más la mitad del valor de la velocidad media del viento que exceda de 20 kt.

disponible (1.600 m desde el THR de la RWY). En la frenada las cuatro ruedas del tren principal quedaron bloqueadas, comenzaron a patinar y poco después reventaron.

La aeronave se detuvo finalmente centrada en la pista, unos ciento cuarenta metros antes de su extremo. Cuando la tripulación intentó, infructuosamente, iniciar la rodadura para abandonar la pista de vuelo, comprobaron que las ruedas estaban blocadas. Desde la Torre el controlador observó y comunicó que las ruedas de la pata izquierda se incendiaban, por lo que la tripulación ordenó la inmediata evacuación del avión.

Los servicios contra-incendios acudieron en breve espacio de tiempo y sofocaron las llamas. Los autobuses de transporte de pasajeros (jardineras) accedieron a la pista para recoger a los pasajeros unos 25 minutos después de ocurrido el incidente.

En la evacuación algunos pasajeros sufrieron lesiones leves producidas al abandonar la aeronave.

1.2. Daños a la aeronave

La aeronave sufrió daños en ambas alas y en el empenaje de cola.

- Ambas patas del tren principal presentaban daños debidos a frenado de alta energía.
- Los neumáticos, llantas y frenos de ambas patas presentaban daños por abrasión por roce contra la pista, además los correspondientes a la pata izquierda tenían afección por fuego.
- Rotura de líneas de fluido hidráulico en la pata principal izquierda causada por roces e impactos.
- También se encontraron afectados por el fuego el flap interior, algunos paneles de revestimiento y compuertas del tren del ala izquierda.
- El cono de cola tenía diversos daños y grietas en el borde de salida inferior, que se produjeron al impactar contra el pavimento de la pista, como consecuencia de haber sido lanzado para desplegar el tobogán trasero.

En las inspecciones realizadas a la aeronave no se apreciaron daños evidentes en su estructura primaria, que se habrían producido en el caso de que se hubieran alcanzado altos valores de aceleración vertical durante la toma.

1.3. Información personal

Piloto

Edad:	40 años
Nacionalidad:	Española
Licencia:	Piloto de transporte de línea aérea

Experiencia de vuelo	• Horas totales de vuelo:	6.012 h
	• Horas en el tipo:	4.612 h
Actividad:	• Últimos 90 días:	192:13 h
	• Últimos 30 días:	64:29 h
	• Últimas 24 h:	2:06 h

Copiloto

Edad:	40 años	
Nacionalidad:	Española	
Licencia:	Piloto de transporte de línea aérea	
Experiencia de vuelo	• Horas totales de vuelo:	3.400 h
	• Horas en el tipo:	2.926 h
Actividad:	• Últimos 90 días:	Sin datos
	• Últimos 30 días:	Sin datos
	• Últimas 24 h:	Sin datos

Además de la tripulación técnica, tres auxiliares y un sobrecargo componían la tripulación de cabina.

1.4. Información de aeronave

El MD-83 es un birreactor de transporte de pasajeros y medio alcance, con capacidad para llevar unas 150 personas según la disposición de los asientos. Su tripulación técnica mínima es de dos tripulantes.

1.4.1. *Célula*

Fabricante:	McDonnell Douglas
Modelo:	MD-83
N.° de fabricación:	49709
Año de fabricación:	1988
Matrícula:	EC-GAT
Explotador:	Spanair
Certificado de aeronavegabilidad:	Válido hasta el 14-02-2006

Horas totales de la aeronave: 41.627,49 h

Ciclos totales de la aeronave: 27.472

1.4.2. *Registro de mantenimiento*

En los 10 vuelos anteriores no hubo acciones de mantenimiento sobre los sistemas de antiskid y autobrake.

Las ruedas montadas en el avión habían pasado por taller en los meses anteriores, en las fechas 31-10-05, 04-11-05, 09-12-05 y 29-12-05.

El número de tomas de tierra acumulados por las ruedas y los frenos instalados fueron las siguientes:

	#1	#2	#3	#4
Ciclos rueda	151	89	25	14
Ciclos freno	25	14	265	520

1.4.3. *Peso al aterrizaje*

Se estima un peso total al aterrizaje de 114.000 lb frente al peso máximo autorizado al aterrizar de 140.000 lb.

1.4.4. *Performances de aterrizaje y datos geométricos del avión*

Para un peso en el aterrizaje de 114.000 lb de la aeronave se puede leer en los procedimientos de su manual de vuelo los siguientes valores operativos.

Vref = 124 kt
Vtarget = 129 kt
«Landing Distance» (pista seca) = 2.625 ft = 800 m

Las velocidades y tiempos de operación del tren de aterrizaje y de las superficies de flap son:

Máx. velocidad de extensión del tren de aterrizaje = 300 kt
Tiempo de bajada del tren = 12 s
Tiempo de retracción del tren = 9 s
Máx. velocidad de extensión flap 15° = 240 kt

Máx. velocidad de extensión flap 28° = 205 kt
Tiempo de extensión de flap 15° a 28° = 11 s
Máx. velocidad de extensión flap 40° = 200 kt
Max. Tire speed = 195 kt
Distancia entre ruedas de morro y principales = 72 ft

1.4.5. *Sistema de frenos de ruedas*

La aeronave dispone de un sistema de frenos de disco de las ruedas principales.

La presión ejercida por el líquido hidráulico en los pistones de actuación montados en los estatores aprietan éstos contra los rotores o discos de freno.

Un sistema adicional de frenado automático, autobrake, permite aplicar y mantener un nivel de desaceleración constante.

1.4.6. *Sistema de antiskid*

El sistema de antiskid es un medio automático, controlado eléctricamente, cuyo objeto es evitar que los frenos bloquen las ruedas del tren principal, impidiendo que éstas patinen cuando se aplican frenos. Cada rueda se controla independientemente. El sistema comprende entre otros elementos, un interruptor de armado del sistema, una caja de control, cuatro transductores de velocidad y cuatro servoválvulas duales.

Por medio de un transductor montado en el eje de cada rueda se detecta su velocidad. Cuando la velocidad de esa rueda es menor que una velocidad de referencia determinada en cada instante por el sistema, se libera presión de líquido de frenos en esa rueda, hasta que la rueda se vuelve a revolucionar. Si la presión comandada por el piloto es menor que la que puede hacer patinar a las ruedas, el sistema no actúa. Si el sistema de antiskid no está armado, la presión que llega a los pistones de los conjuntos de frenos depende sólo de la acción del piloto sobre los pedales y es independiente de si las ruedas patinan o no.

En el contacto con el suelo en el momento de la toma, las ruedas deben revolucionarse rápidamente. Para evitar que se puedan blocar en esos momentos existe una protección de «rueda blocada y toma de tierra» efectiva cuando el avión está en el aire. En esa situación se libera presión en los conjuntos de frenos n.° 2 y n.° 3; estas ruedas están pareadas respectivamente con las ruedas exteriores del ala opuesta, para disponer de una señal de soltar presión en caso de bloqueo. Esta protección se cancela transcurridos entre 1,5 y 5 s después de apoyar la pata de morro en el suelo.

Otra protección de «rueda que no gira», es efectiva si la velocidad respecto a tierra es superior a 40 kt.

Las primeras personas que accedieron a la cabina de la aeronave después del incidente comprobaron que el interruptor del antiskid estaba en ON.

1.4.7. *Sistema de spoilers*

En este avión, en el extradós de cada ala, se montan paneles que se pueden levantar en plano perpendicular a la dirección del vuelo con el fin de reducir la sustentación del ala y aumentar su resistencia aerodinámica en las siguientes tres ocasiones:

- En vuelo, para reducir la velocidad de la aeronave.
- En vuelo, con actuación asimétrica en una sola semiala, la que baja, para ayudar al control lateral del avión en viraje.
- En el aterrizaje, para aumentar la resistencia aerodinámica que contribuye en la desaceleración del avión y para destruir la sustentación y permitir que el peso de la aeronave gravite sobre las ruedas favoreciendo la efectividad de los frenos.

Para el despliegue y el replegado de los paneles se utiliza potencia hidráulica. Los paneles interiores de cada ala solamente se pueden usar en tierra durante el aterrizaje (o en el despegue abortado).

En el aterrizaje los spoilers se despliegan automáticamente, si el sistema está armado, cuando las ruedas principales se revolucionan tras la toma, o cuando apoya la pata de morro.

En tierra se pueden desplegar los spoilers también manualmente, si se tienen aquellas señales de tierra o bien, si alguno de los amortiguadores principales está comprimido (señal de WOW – weight on wheels). En vuelo sólo se pueden desplegar como frenos de vuelo o aerofrenos, en el caso de que el ángulo de flap sea menor de 8°.

1.5. Información meteorológica

El informe METAR del aeropuerto de las 9:00 h era el siguiente:

METAR LEBL 090900Z 35011KT 9999 FEW025 08/04 Q1026 NOSIG=

Es decir, el viento procedía del rumbo 350° y tenía una intensidad de 11 kt. La visibilidad era superior a los 10 km. En el cielo había pocas nubes con base a 2.500 ft. La temperatura era de 8 °C y la temperatura de rocío 4 °C. El QNH era de 1.026 hPa.

No había llovido y la pista estaba seca.

El aeropuerto de Barcelona está prácticamente a nivel del mar y aunque la temperatura era inferior y la presión ligeramente superior a la estándar, se puede estimar que las velocidades verdaderas TAS, eran prácticamente las velocidades calibradas CAS[4].

La información de viento que el controlador proporcionó al piloto del vuelo JKK-6513 era de viento de rumbo 350 e intensidad 10 kt.

1.6. Comunicaciones

Se han revisado las comunicaciones que mantuvo la aeronave en la última fase del vuelo con dependencias de control, concretamente con control de aproximación y con la torre de control del aeropuerto, cuyas partes más destacables se plasman seguidamente:

Asimismo, con anterioridad a que la tripulación estableciera contacto con control de aproximación, concretamente a las 08:50:29, recibieron una comunicación del controlador de ruta que les indicaba que volasen directos a PERUK.

Control de aproximación

08:53:37 El vuelo JKK 6513 establece contacto cuando está en curso hacia el punto de aproximación inicial (IF), PERUK, que está a 12 NM de la pista y en su prolongación. Comunican que están volando a PERUK para 5.000 ft y que su velocidad es alta.

08:53:43 Control les responde que en presente rumbo están autorizados ILS 07 derecha.

08:53:49 La tripulación colaciona la información anterior.

08:54:14 La tripulación del vuelo JKK 6513 solicita volar directo al punto FAF, a 9 NM de la pista.

08:54:19 APP les autoriza a proceder a su discreción, manteniendo altitud de 5.000 ft sobre el terreno y bajar en línea de costa.

08:54:29 La tripulación colaciona «autorizados aproximación ILS 07 derecha volando al fijo de la milla 9 y 5.000 ft hasta pasar línea de costa».

08:56:34 La tripulación pregunta a control si pueden bajar a discreción después de línea de costa.

08:56:37 Control responde que pueden proceder a su discreción después de pasar línea de costa.

[4] Si se requiere mayor precisión se puede suponer que TAS = 98% CAS.

08:58:13 El controlador indica a la tripulación que cambien a la frecuencia de comunicaciones 118.1 (Torre de control de Barcelona, local).
08:58:16 La tripulación colaciona la información: dieciocho uno, y se despide.

Torre de control

08:58:17 JKK-6513 establece contacto con torre de Barcelona – rodadura, y le informa que se encuentra en final de la 07R.
08:58:18 El controlador indica que continúe y que está autorizado a aterrizar pista 25, corrigiendo inmediatamente 07 derecha. Facilita la información de viento: dirección 350° 10 kt de intensidad.
08:58:20 JKK 6513 colaciona «autorizado aterrizar 07R».
09:00:54 JKK-6513 transmite que han tenido un problema en los frenos y que sacarán el avión de pista en 1 minuto.
09:00:54 El controlador colaciona e indica que entiende que todo está relativamente en orden.
09:00:54 La tripulación informa que el avión está perfectamente pero que tienen un problema con el freno, que en cuanto puedan sacarán el avión de la pista.
09:00:59 TWR informa a la aeronave de que desde la torre aprecian que la pata izquierda de la aeronave está ardiendo; JKK-6513 solicita bomberos.
09:02:12 JKK-6513 avisa de que van a proceder a evacuar el avión.
09:02:12 El controlador solicita a la tripulación que repita el mensaje.
09:02:14 La tripulación confirma que van a evacuar el avión.
09:02:42 El controlador solicita nuevamente a la tripulación que repita el mensaje, y pregunta a qué están procediendo.
09:03:12 El controlador llama de nuevo al JKK 6513.
09:03:12 JKK 6513 responde, adelante.
09:03:12 TWR anuncia que los servicios contra incendios están de camino y que en unos segundos alcanzarán su posición y solicita que repitan el anterior mensaje, que no escuchó.
09:03:15 JKK 6513 pregunta al controlador acerca de como le recibe.
09:03:15 El controlador responde «ahora fuerte y claro».
09:03:25 JKK 6513 informa que están evacuando el avión por el lado derecho, información que repite.
09:03:30 El controlador pregunta si se requieren servicios sanitarios.
09:03:42 JKK 6513 responde que «en este momento no está previsto, pero sería necesario si algún pasajero se hiciera daño al saltar».
09:03:45 El controlador informa a la tripulación que los servicios sanitarios se dirigirán también hacia el avión.
09:03:50 JKK 6513 responde «muy bien, gracias».
09:04:54 En otra comunicación con otro servicio, TWR confirma que los bomberos están a pie de avión.

1.7. Información de aeródromo

El aeropuerto de Barcelona-El Prat tiene una elevación de 4 m (14 ft) y disponía en ese momento de tres pistas para las operaciones de despegue y aterrizaje de las aeronaves.

La pista utilizada por el vuelo del incidente JKK-6513, era la pista 07R-25L de 2660 m de longitud y 60 m de anchura. La elevación de la cabecera 07R es de 2,5 m (8 ft). Tiene la superficie de la pista un perfil convexo con ligera pendiente hacia arriba en los primeros 247 m, pendiente nula en los 2.175 m siguientes y pendientes suaves descendentes de 0,25% en los 138 m siguientes y de 0,5% en los 100 m finales.

La pista 07R dispone de ayuda visual PAPI de senda de planeo y ayuda instrumental al aterrizaje ILS CAT III. Tanto la senda visual como la senda de planeo del ILS, tienen pendiente de 3°.

En el Apéndice B se reproduce la Carta de Aproximación por Instrumentos a la pista 07R del AIP-España.

En los procedimientos de vuelo del AIP se establecen los siguientes ajustes de velocidad:

«— ATC requerirá reducir la velocidad a 170 kt/180 kt al comenzar el viraje para interceptar el ILS/LLZ.

— IAS 160 kt al cruzar 8 DME ILS en aproximación final; esta IAS deberá mantenerse hasta 4 NM del umbral.»

Los procedimientos de atenuación de ruidos vigentes en el momento del incidente establecían que «durante la fase de guía vectorial para interceptar la aproximación final, la altitud mínima no será inferior a 5.000 ft mientras las aeronaves estén sobre tierra».

Posteriormente, se modificaron estos procedimientos, de forma que desapareció la limitación expresa de descender por debajo de 5.000 ft, mientras estuviera la aeronave sobre tierra, que fue sustituida por la siguiente instrucción: «planificar el descenso para abandonar los IAF, o posición equivalente, a FL 70 o superior para hacer un descenso continuo hasta la pista, empleando un procedimiento de baja resistencia/empuje».

1.8. Traza radar

La aeronave disponía del reglamentario equipo transpondedor para facilitar su seguimiento por los sistemas de radares de control. Se ha recibido del Centro de Control información de las sucesivas posiciones de la aeronave, así como la velocidad que en tiempo real se les presentaba en las pantallas, que se ha representado en forma gráfica en las dos figuras siguientes:

Figura 1. Trayectoria radar seguida por la aeronave

Figura 2. Gráfico altitud-distancia al umbral en la aproximación

1.9. Registradores de vuelo

La aeronave disponía de un Registrador Digital de Datos de Vuelo (DFDR) y de un Registrador de Voces en Cabina (CVR), situados en la zona posterior del fuselaje. Se recuperaron los dos equipos sin daños.

1.9.1. *Registrador digital de datos de vuelo (DFDR)*

La aeronave tenía instalado un Registrador Digital de Datos de Vuelo de la marca ALLIED SIGNAL P/N 980-4100 DXUN y S/N 8925.

Se comprobó que la información grabada correspondía a una grabación correcta en líneas generales. Sin embargo en el segundo correspondiente a la toma, segundo cero, se apreció un fallo de sincronización y lecturas erráticas en distintos parámetros. Así, en ese instante se registraron valores elevados de aceleración vertical y valores imposibles o extraños de otros parámetros, tales como CAS = 284 kt o RA = 63 ft.

La grabación recoge los datos de diversos parámetros en conjuntos de 64 palabras cada segundo. La aceleración vertical ocupa 8 palabras cada segundo, las otras aceleraciones laterales y verticales se graban 4 veces al segundo. Otros parámetros de interés para la investigación tienen una periodicidad de muestreo de un dato por segundo.

Se ha estudiado la evolución de aquellos parámetros en dos periodos, uno más amplio que comprende los 200 segundos de tiempo anteriores a la toma, correspondientes a la aproximación inicial y final y otro periodo de unos 45 segundos correspondiente a la toma de tierra.

En los momentos del primer contacto con tierra se registró la aceleración vertical en tres palabras consecutivas, espaciadas un octavo de segundo, de valores muy altos de aceleración, posiblemente espurios, ya que en esos mismos instantes se registraron valores imposibles de varios parámetros. Se ha tomado el segundo en el que se registraron esos valores altos como la referencia 0 de tiempos en la exposición de los gráficos que siguen.

Evolución de los parámetros en la aproximación

Se muestra en el gráfico de la figura 3 la evolución de la velocidad en la escala de la derecha. Los valores son en general altos, con un valor espurio de 284 kt en el instante de la toma. Las otras tres líneas representan la altitud del vuelo, la radioaltura, con un valor imposible en el segundo 0 s de 63 ft, y la senda de planeo del ILS como referencia. La aeronave voló por encima de la senda en toda la aproximación hasta la fase de corta final en la que entró en la pendiente establecida con una velocidad de más de 200 kt, que implica un exceso de 71 kt sobre la velocidad Vtarget.

La aeronave adquirió su configuración de aterrizaje escasos segundos antes de la toma, volando ya sobre la pista.

Figura 3. Velocidad y altitud durante la aproximación

Figura 4. Configuración durante el aterrizaje

Los motores se ajustaron a potencia de ralentí durante toda la aproximación y no se demandó potencia de ellos hasta la frenada, con reversa desplegada, en la carrera de aterrizaje. La desviación de hasta –3 puntos respecto a la senda de planeo indica que el avión volaba bastante por encima de la senda.

Figura 5. Desviaciones de la senda de planeo y EPR

El régimen de descenso de la aeronave en el tramo comprendido entre el FAF y el punto en el que tenía 500 ft de altura fue elevado, con una media de 1.648 ft/min, con un valor mínimo de 1.345 ft/min y un máximo de 2.900 ft/min. En el tramo final de la aproximación se redujo el régimen de descenso que tuvo una media de 385 ft/min, con un valor mínimo de 11 ft/min y un máximo de 2.396 ft/min.

Evolución de los parámetros en el aterrizaje

En el segundo cero, como ya se ha visto en anteriores gráficos, tanto la velocidad como la radioaltura muestran valores exagerados.

La altura de la rueda de morro se ha calculado teniendo en cuenta que la pendiente de la pista en la zona de contacto es nula, como la composición de la altura del avión con la tangente del ángulo de asiento por la distancia entre las ruedas principales a las de morro.

Esa altura se hace prácticamente nula desde 10 segundos antes de la toma positiva con el tren principal en el segundo 0. Ello implicaría que la pata de morro contactó con la pista unos 790 m antes de que lo hicieran las patas principales.

La grabación del parámetro discreto de compresión de la pata de morro muestra el valor correspondiente a posición AIRE durante toda la grabación hasta la parada del avión. Ello es debido a un problema que afecta únicamente a la grabación del parámetro, pero no al parámetro en sí mismo.

Figura 6. Evolución de varios parámetros durante la toma de tierra

Figura 7. Radioaltura corregida y altura de la pata de morro

Se observa en los registros del DFDR que el avión volaba en corta final con una pequeña guiñada a la izquierda. Cuatro o cinco segundos antes de la toma aumentó bruscamente la guiñada a la izquierda; el piloto corrigió con fuerte pedal derecho y seguidamente volvió a mandar con timón derecho ante la tendencia del avión a seguir guiñando a la izquierda.

Figura 8. Evolución de parámetros de timón de dirección y rumbo

Figura 9. CAS, potencia de reversa y spoilers

Se añade además, aunque no está representado, que la inclinación lateral del avión era de 2° a la izquierda tres segundos antes de la toma.

El avión voló los segundos finales del planeo sin potencia de los motores. Los spoilers fueron desplegados un segundo antes del instante que se ha tomado como el de la toma, coincidente con una grabación, posiblemente espuria, de 4,89 g.

En el instante cero hay grabación de spoiler derecho replegado.

En la carrera de aterrizaje se puso potencia de reversa con valor de EPR de hasta 1,9.

Por otro lado y aunque esos parámetros no han sido aquí reproducidos, se añade, que cuatro segundos antes del instante de la toma los pedales de los frenos estaban pisados y el sistema estaba presurizado. En el instante cero los parámetros de presión de hidráulico y de posición de pedal derecho muestran asimismo, valores anómalos que se consideran espurios.

Los dos gráficos siguientes muestran, después de haber sido reordenados los datos, la variación de las aceleraciones longitudinales y laterales, que se toman y graban, en el DFDR, cuatro veces por segundo.

Figura 10. Aceleración longitudinal

Figura 11. Aceleración lateral

Figura 12. Aceleración vertical

En el Apéndice A se reproduce en forma de tabla numérica la evolución de los parámetros de aceleraciones laterales y longitudinales, juntamente con los de velocidad aerodinámica, orientación magnética, ángulo de cabeceo, revoluciones de los motores y flujos de combustible, entre otros.

1.9.2. *Registrador de voces en cabina (CVR)*

La aeronave estaba dotada de un registrador de voces de cabina, CVR, de la marca HONEYWELL, MODELO AV557C, P/N 980-6005-079.

La información se descargó obteniéndose una grabación correcta en los cuatro canales. Las voces grabadas confirman las transcripciones de las comunicaciones con la torre de control. Estas grabaciones se han sincronizado con las del DFDR en los momentos de activación de las comunicaciones VHF. De ellas se reproducen a continuación los siguientes hechos:

- Después de recibir la instrucción del controlador de ruta de que se dirigiesen directos a PERUK, el comandante comentó que no les iban a dejar bajar hasta pasar línea de costa.
- El copiloto contestó «si nos meten por Villafranca...». A lo que el comandante replicó que no, que les habían mandado por PERUK, nos han mandado por línea de costa que según el AIP...
- El copiloto comentó que PERUK está al final, y el comandante respondió que ya, pero que si llegaban a línea de costa antes de PERUK, iban a tener 5.000 ft.
- A las 08:53:38 fueron autorizados por el controlador a la pista 07R. Entonces el comandante preguntó al copiloto «¿a ver si podemos ir al fijo de la 7?».

- 12 s después el copiloto respondió «hay uno ahí, en la ocho, nueve, que debe ser éste». El comandante respondió «siete, ocho, fijo de la nueve», añadiendo segundos después «díselo, a ver que nos dice».
- 3 s después el copiloto solicitó a ATC autorización para volar al fijo de la milla nueve.
- El controlador les indicó que procedieran a su discreción, pero que mantuvieran 5.000 sobre el terreno y bajaran en línea de costa.
- El comandante comentó que «esto ya tiene otra gravedad...», a lo que el copiloto replicó que si iban a línea de costa y tenían que mantener 5.000 se iban a quedar altos, que deberían estar a 3.000.
- El comandante respondió que sí, pero que ya lo arreglarían, a lo que el copiloto contestó «o no lo arreglaremos».
- El comandante añadió «mi idea es... veré si un poco de speedbrake».
- 342 segundos antes de la toma reconocen los tripulantes que están relativamente altos.
- 134 segundos antes, comunican que están en final 07R.
- 114 s, el GPWS anuncia 2.500 ft.
- 103 s antes de la toma el CTE dice: «A tiro de hacer un *Power-off landing*».
- 65 s antes de la toma desconectan el autopilot.
- 56 s antes de la toma: El GPWS avisa el paso por 1.000 ft.
- De 51 a 28 s antes de la toma se suceden avisos repetidos del GPWS de «SINK RATE», «PULL UP» y «TOO LOW TERRAIN».
- 26 s antes de la toma avisa el GPWS DE «MINIMUM» y dos segundos después avisa de «SINK RATE» cuatro veces.
- 15 s se oye el aviso del GPWS de 10 ft. de altura.
- 8 s, el copiloto dice: «¿Qué pasa tío?» y dos segundos después «Frena, frena».
- 4 s, el CTE exclama «¡No frena, no frena!».
- 3 s, el copiloto dice: «¿Qué pasa tío?».
- 2 s se escucha sonido de sacar los spoilers.
- 1 s, antes de la toma el CTE insiste en que la aeronave no frena. En los segundos siguientes repiten sus apreciaciones de que no frenaba el avión.
- 2 s después de la toma se oye el ruido de los motores con las reversas desplegadas.
- 18 s, el CTE insiste en exclamar: «¡Para, para!».
- 26 s, el copiloto avisa a la torre de control de que están intentando sacar el avión de la pista.

En ningún momento de la grabación se escucha a la tripulación hacer la lista de chequeo «Before landing», ni que se leyeran las velocidades o los regímenes de descenso, ni eventuales alusiones a una posible frustrada, ni los «call-outs» a las alturas que estaban establecidos.

1.10. Huellas y marcas en la pista de vuelo

En la inspección de la pista 07R, posterior al incidente, no se descubrieron huellas de las ruedas de morro que se pudieran identificar. Por el contrario, las ruedas del tren

principal dejaron marcas notorias desde un primer punto situado a unos 1.600 m de la cabecera 07R con restos de goma y trozos sueltos.

Las primeras huellas corresponden a la rueda 1 seguidas de las de la rueda 2 en un tramo de 61 m de longitud. Las ruedas se numeran de izquierda a derecha visto el avión en el sentido de vuelo, de forma que la rueda n.° 1 es la exterior de la pata izquierda y la n.° 4 es la exterior de la pata derecha.

Desaparecen las huellas de las ruedas de la pata izquierda y reaparecen unos 20 m después. Las huellas de las ruedas 3 y 4 de la pata derecha se hacen evidentes unos 35 m más adelante y desde allí hasta la parada final de la aeronave existe continuidad en ellas.

Desde la primera huella hasta la parada del avión éste recorre 930 m.

Desde la posición del avión parado hasta el final de la pista restaban unos 140 m.

Las marcas dejadas por las ruedas son de restos y trozos de goma en general. La llanta de la rueda 1 rozó y dejó marcas metálicas poco después de la segunda aparición de sus huellas; la rueda 2 dejó marcas metálicas desde 415 m antes de la parada final.

Figura 13. Fotografías de las huellas en la pista

La fotografía general de las huellas permite apreciar como la aeronave realizó un pequeño quiebro a la izquierda poco después de apoyar las dos patas principales.

La aeronave se quedó parada ocupando la pista sin poder moverse por sus medios. Permaneció en esa posición hasta avanzada la tarde de ese día. Efectivamente, nueve horas después del evento se terminaron de cambiar las cuatro ruedas a la aeronave y ésta pudo ser remolcada fuera de la pista. Los trabajos de mantenimiento del aeropuerto continuaron durante la noche posponiendo la reanudación de la operatividad de la pista 07R-25L al día siguiente a las 07:00 h.

1.11. Incendios

Se produjo un incendio en la zona de la pata izquierda que fue sofocado por los servicios contra incendios del aeropuerto que llegaron pronto a pie de avión, pero después de que se hubiera iniciado la evacuación del avión.

1.12. Aspectos de supervivencia

5 pasajeros resultaron heridos leves en el desembarque, uno de los cuales fue reconocido en un centro hospitalario.

El comandante ordenó a la tripulación de cabina de pasajeros que procediesen a la evacuación de la aeronave, utilizando únicamente las puertas del lado derecho.

1.13. Ensayos e investigación

Se desmontaron junto con las ruedas y conjuntos de frenos, el interruptor del sistema de antiskid y diversos componentes de ese sistema para su estudio y comprobación en taller. Los resultados de las investigaciones y pruebas se detallan a continuación:

1.13.1. *Inspecciones de ruedas y frenos*

Se inspeccionaron las ruedas y los frenos desmontados de la aeronave tras el incidente. Se observó que las ruedas no tenían golpes ni daños distintos a los producidos al patinar y reventar.

Los fusibles térmicos no habían saltado y no había signos de sobrecalentamiento.

Los cojinetes de las ruedas no presentaban ninguna anormalidad de desgaste, corrosión o decoloración.

Los conjuntos de frenos ofrecían en general un buen aspecto. Estaban dentro de normas en cuanto a desgaste y no presentaban daños distintos de los del roce con la pista. Se les sometió a pruebas de presurización comprobándose que los pistones presionaban con normalidad estatores contra rotores, y que se liberaba el apriete entre ellos al soltar la presión de hidráulico.

En la instalación de antiskid sólo se observaron daños en su cableado, resultante del fuego al que estuvo sometido.

1.13.2. *Pruebas del interruptor del antiskid*

El interruptor del antiskid se desmontó y se revisó en las instalaciones del fabricante del avión, para investigación de su posible contribución a las causas del incidente. El interruptor fue sometido a inspección por rayos X, pruebas de continuidad y resistencia eléctrica y después fue desarmado para comprobar el aspecto y desgaste de sus contactos.

Los resultados de las pruebas fueron satisfactorios en cuanto a que todas las funciones del interruptor fueron normales y los desgastes eran los que cabía esperar después de haber estado en servicio el interruptor durante muchos años.

En definitiva, no se apreció ningún malfuncionamiento o anomalía en el interruptor.

1.13.3. *Pruebas de componentes del antiskid y autobrake*

Se desmontaron del avión y se enviaron a las instalaciones del fabricante, CRANE HYDRO-AIRE, INC, los cuatro transductores, o sensores de velocidad de las ruedas, P/N 40-62575, la Caja de Control del antiskid, P/N 42-607-1, el Control del Autobrake, P/N 42-809-3 y las cuatro servoválvulas de Antiskid.

El resultado general fue que todos los elementos habrían funcionado correctamente cuando estaban instalados en el avión EC-GAT el día del incidente.

1.13.4. *Integración de la aceleración longitudinal*

Para poder establecer una correspondencia entre los distintos instantes de grabación del DFDR durante la carrera de aterrizaje con las posiciones espaciales dentro de la pista, se ha integrado la aceleración longitudinal, de la que se dispone de sus valores espaciados un cuarto de segundo. La primera integración da la velocidad respecto del suelo y la segunda integración, la posición desde la posición final de parada del avión.

Los resultados de la primera integración se han comparado con los valores directamente grabados de la velocidad CAS corregida a TAS y han resultado ser ligeramente

superiores por lo que se ha intentado corregir unos eventuales errores del acelerómetro. En primer lugar un error de posición, –0,0005 g, determinado por el valor cuando el avión estaba en reposo; un segundo error proporcional a la magnitud de aceleración, que se ha determinado en un 2,34%, haciendo mínima la suma de las diferencias cuadráticas entre las velocidades grabadas y calculadas durante la frenada.

La segunda integración, teniendo en cuenta esos errores, permite estimar que:

- La aeronave sobrevoló la cabecera de la pista (2.520 m antes del punto de parada) en el segundo –19,5 s, antes del instante de la toma positiva, que se ha tomado como referencia de tiempos.
- La aeronave dejó la primera huella de tren principal en la pista (930 m antes de la parada), en el instante –1,75 s.
- La aeronave tocó por segunda vez con la pata izquierda en la pista en el instante –0,75 s.
- La aeronave apoyó definitivamente las dos patas en el instante 0 s en un punto distante 810 m del de parada del avión.
- Según esta integración las máximas aceleraciones verticales se registran unas décimas de segundo después, a unos 763 m de la parada definitiva.

Figura 14. CAS, radioaltura durante el sobrevuelo de la pista

1.14. Información sobre organización y gestión

1.14.1. *Procedimientos de la compañía*

Listas de chequeo

El Manual de Operaciones del operador reproduce distintas Listas de Chequeo, de las comprobaciones y acciones que deben ejecutarse en ciertas fases del vuelo, entre ellas las de: Descenso, Aproximación y Aterrizaje.

La de Aterrizaje comprende entre otros puntos, comprobar la posición de flap de aterrizaje, y el armado del sistema de despliegue automático de spoilers. En la de Descenso hay un punto de «Landing Briefing».

Procedimientos normales de aterrizaje

En la sección de Procedimientos Normales se puede leer que «Si la aproximación no está estabilizada al pasar los 500 ft de radioaltura (RA), o si se hace inestable en una aproximación instrumental cerca de los "mínimos" se tiene que hacer un *go-around*».

«Durante las fases de aproximación, se recomienda firmemente una configuración limpia, antes de seleccionar flaps y si las condiciones lo permiten, antes del IAF.»

«Si se seleccionan flaps de aterrizaje antes de estabilizarse en la prolongación del eje de pista, en una aproximación en circuito, limitar el ángulo de inclinación lateral a un máximo de 30° y la velocidad a un mínimo de 15 kt sobre la velocidad de referencia...»

«La velocidad de aproximación final se deriva de la Vref añadiendo un cierto incremento basado en el viento reportado. El incremento de velocidad no será menor de 5 kt ni mayor de 20 kt.»

«La velocidad de aproximación final corregida se mantendrá hasta la iniciación de la recogida.»

Se definen dos posiciones de flap de aterrizaje, de 28° y 40° y se recomienda no armar los spoilers por debajo de 500 ft.

Según los procedimientos de la compañía, la aproximación visual se considera estabilizada si se hace en la senda deseada, las alas deben estar niveladas antes de 500 ft de radioaltura, el tren abajo y flaps de aterrizaje. La velocidad entre +20 kt y –5 kt respecto a la velocidad de aproximación final corregida, el régimen de descenso menor de 1.500 ft/min y las palancas de gases en la posición LOW LIM o 1.10 EPR si el AT (Autothrotle) no está activado. El manual de operaciones indica también que si al pasar por 500 ft de radioaltura la aproximación no está estabilizada, debe frustrarse el aterrizaje y hacer «motor y al aire».

Se definen, en la aproximación ILS/VOR/NDB, los «call-out» o llamadas de atención que entre piloto y copiloto deben hacerse. Entre esas llamadas están las de «Flaps 28° or 40° selected» pedidos por el piloto y la de «Speed...» cantada por el piloto cuando los flaps están bajados, como confirmación de la nueva configuración. En la aproximación ILS se definen con mayor detalle estos «call-outs», como se reproduce seguidamente:

Por otra parte, en el Manual de Operaciones Parte B. Normal Procedures. 2.7/7 Punto 7, se exponen los criterios que establece la compañía para definir una aproximación estable, que son los siguientes:

Flight path	Precision Approach	Maximum deviation from localizar an glidepath one dot.
	Visual Approach	Along the desired flightpath. Wings must be level at or before 500 ft RH.
	Non-precision and circling Approach	Along the desired flight path. Wings must be level at or before 300 ft RH.
Configuration	Landing gear	Down.
	FLAPS/SLAT position	28 or 40/LAND.
Speed		Maximum deviations plus 20 kts and minus 5 kts from corrected final approach speed
Rate of descent		Maximum 1,500 ft per min.
Power setting		Throttles at minimum LOW LIM position or minimum 1.10 EPR if AT is not engaged.

CDA – Aproximación en descenso continuado

Dentro de los procedimientos normales que se encuentran en el Manual de Operaciones, está el procedimiento CDA. Se recomienda en él, un perfil de descenso

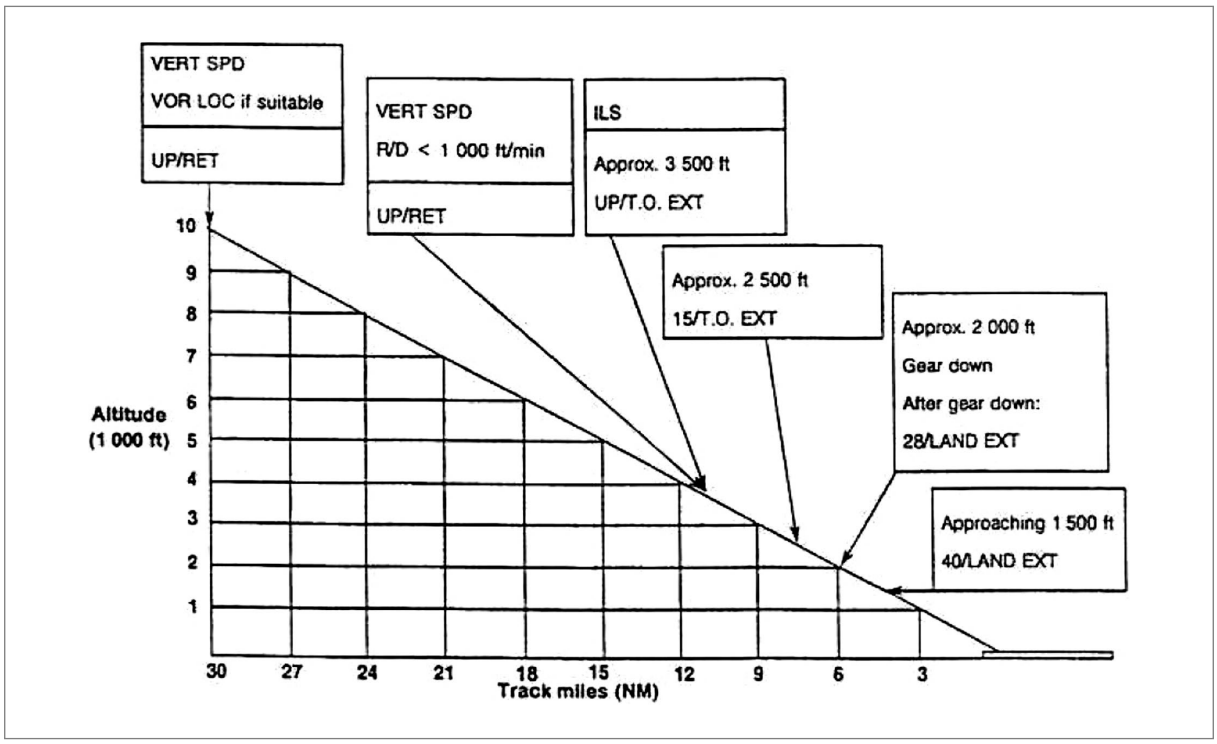

Figura 15. Perfil de descenso CDA

como el de la figura anterior, cuando en un aeropuerto no hay restricciones de ATC y las condiciones meteorológicas hacen prever una aproximación por derecho. El perfil se basa en una selección de potencia a ralentí hasta que se selecciona la configuración de aterrizaje y un descenso de 1.000 ft por cada 3 NM. La velocidad vertical a la que se debe tender está dada por la fórmula V/S = (velocidad respecto a tierra/2 × 10).

1.15. Información adicional

1.15.1. *Declaraciones y entrevistas con la tripulación técnica*

En una entrevista de los investigadores con la tripulación y personal de operaciones de Spanair se afirmó que:

En el vuelo anterior se aterrizó en Bilbao con autobrake, los spoilers salieron bien y abandonaron la pista por la primera salida.

El vuelo del incidente de Bilbao a Barcelona se hizo con toda normalidad; no se observó ninguna anomalía de frenos durante el rodaje de salida.

Preguntados si habían comprobado la posición del interruptor del antiskid, manifestaron que se chequea antes de cada vuelo y que en este caso también se hizo.

Tenían un peso al aterrizaje de 114.000 lb. Las velocidades de aproximación que calcularon eran: Vref, 124 kt, y Vtarget, 130 kt.

Era la primera vez que hacían la aproximación por el sur desde que cambiaron el TMA dos meses antes.

Solicitaron ir directamente al fijo de 8,9 NM sin pasar por el punto PERUK que está a 12 NM.

Trataron de hacer un CDA («Continuous Descend Approach»). Les autorizan al fijo de 8,9 NM y les informan de que deben mantener 5.000 ft hasta la línea de costa.

En su opinión siguieron la senda bien pero tenían exceso de velocidad.

A 9 NM del final el PF desconectó el piloto automático y no usaron el autobrake.

A 200 kt bajaron flap 28 y luego, por debajo de 190 kt, sacaron flap 40°.

No supieron responder si estaban o no desestabilizados.

La toma fue suave con el tren principal con una recogida marcada. Al llegar a la zona de toma de contacto (TDZ) notan la flotación.

Toma de contacto un poco antes de G7, se aplican frenos y advirtieron que no actuaban. Ambos pilotos ejercieron presión sobre los pedales de frenos.

No notaron que el avión se fuera a ningún lado. No se desplegaron los spoilers, aunque no están seguros de que fueran armados. Los sacó manualmente el piloto a los mandos sin recordar si lo hizo antes o después de pisar los frenos. Una vez que pisan frenos ya no los sueltan.

La reducción de velocidad no era coherente con la frenada que estaban aplicando.

El PF aplica reversas con gran potencia.

Una vez detenido el avión aplican motor para intentar abandonar la pista pero el avión no se mueve.

Creen que funcionó mal el antiskid y que de no haber tenido pista suficiente se habrían salido de ella, porque deslizaron.

Cuando después de parar TWR les avisa de que hay fuego en la pata izquierda ordenó la evacuación por el lado derecho.

La tripulación auxiliar les dijo que notaron dos explosiones, ya al final del aterrizaje.

Aunque los bomberos acudieron rápidamente, cuando llegaron y empezaron a rociar espuma por el lado de sotavento ya habían descendido a tierra del avión los 90 pasajeros.

Creen recordar que el copiloto intentó, pero no pudo, poner el freno de aparcamiento. Los pedales estaban bloqueados. No miraron la temperatura de frenos.

Afirman que en el aterrizaje el interruptor del sistema de antiskid estuvo siempre conectado y que no usaron «autobrake».

La impresión de ambos pilotos es que «ha existido un problema mecánico en el sistema de frenado del avión». «Algún fallo de Antiskid».

1.15.2. *Declaraciones del controlador de la torre de control del aeropuerto*

El controlador manifestó que unos segundos después de tocar tierra la aeronave EC-GAT se empezó a desprender humo blanco; que la alarma fue pulsada cuando la aeronave estaba todavía en movimiento.

Por otra parte, indicó que a la aeronave siguiente en aterrizaje, que estaba a unas 6 NM detrás, se le dieron instrucciones de «motor y al aire».

1.16. Defectos revelados en operaciones de aterrizaje en este operador

El día 23 de enero de 2005 una aeronave DC-9-83, operada por Spanair, realizó una toma dura en el aeropuerto de Asturias, a consecuencia del cual la aeronave sufrió daños en el fuselaje y la pérdida de un deflector del tren principal derecho.

La investigación de este suceso puso de manifiesto la existencia de ciertos defectos en los procedimientos de aproximación que tenía establecidos el operador, que dio lugar a la emisión de varias recomendaciones, dos de las cuales, 14/2009 y 15/2009, guardan cierta relación con el incidente estudiado en este informe, cuyo tenor es el siguiente:

REC 14/2009. Se recomienda a SPANAIR que:

Complete la definición de CALLOUTS en la aproximación incluyendo los criterios de corrección que se deben seguir, tanto para aproximaciones manuales como automáticas, en caso de que se detecten desviaciones según se recoge en la propia definición de los CALLOUTS.
Incorpore a su Manual de Operaciones de la flota de MD los «CALLOUTS» de aterrizaje necesarios para impedir el contacto de la cola, las góndolas de los motores o los extremos de los planos.

REC 15/2009. Se recomienda a SPANAIR que revise su Manual de Operaciones, y en general toda la documentación donde se recojan los criterios de emisión de CALLOUTS en las aproximaciones, para que exista homogeneidad en la definición de los criterios que se siguen para emitir CALLOUTS en la aproximación.

2. ANÁLISIS

El hecho de que no haya quedado registrado en el DFDR el parámetro Tierra/Aire, que indicaría el momento en el que la rueda de morro contactó con la pista de vuelo, aconseja analizar la operación de la aeronave en sentido inverso al correr del tiempo, empezando por el punto en el que quedó detenida y retrocediendo hasta el inicio de la aproximación, considerando los hechos y evidencias encontrados.

2.1. Frenada del avión en la carrera de aterrizaje

Es evidente que las ruedas se bloquearon y patinaron; no giraron las ruedas y los conjuntos de frenos no disiparon energía, como demuestra el hecho de que los fusibles térmicos no saltaran en ninguna de las cuatro ruedas.

Desde el principio se puso la atención en el sistema de antiskid, del que está dotada la aeronave, precisamente, para que no se puedan blocar las ruedas cuando se frenan. Hay certeza de que el sistema estaba activado por las declaraciones de los pilotos y de las personas que entraron en la cabina de vuelo por primera vez tras la evacuación y vieron el interruptor del antiskid en «ON». Por otro lado, todos los informes y resultados de pruebas realizadas en la instalación y en los componentes del sistema confirman que su estado era de funcionamiento normal y que el sistema de antiskid en el avión debería haber trabajado normalmente.

El sistema está diseñado para que se puedan frenar enérgicamente todas las ruedas, pero permitiendo que se libere inmediatamente presión hidráulica de frenado en una de ellas si ésta pierde revoluciones frente a las demás, anticipando un blocado incipiente. Sin embargo, en el momento del primer contacto con tierra en el aterrizaje se debe dejar que las ruedas se revolucionen rápidamente. Por esa razón existe una «protección de toma de tierra» que evita que los frenos actúen hasta cierto instante posterior a la toma. En un aterrizaje normal el avión tras la recogida levanta el morro, las ruedas principales descienden hasta el suelo, tocan la pista y se revolucionan; se despliegan los «ground spoilers», que destruyen la sustentación y permiten que todo el peso de la aeronave gravite sobre el suelo. Mientras tanto, desciende el morro, tocan las ruedas de morro el suelo y se comprime su amortiguador, momento en el que se activa un circuito que da señal electrónica de que el morro está en el suelo. El antiskid utiliza esta señal e inhibe la frenada, aunque los pedales de freno estén pisados, hasta que no transcurre un intervalo de tiempo calibrado entre 1,5 s y 5 s.

Las grabaciones del DFDR registran el parámetro AIRE/TIERRA del sensor de pata de morro que podría señalar el segundo exacto del contacto. Sin embargo, en esta ocasión, desde la rodadura y despegue del vuelo en Bilbao hasta el final del aterrizaje, el valor grabado era permanentemente «AIRE». Como esa señal afecta a otros muchos sistemas del avión, el fallo del microinterruptor aire/tierra de la pata de morro hubiera sido evidente para la tripulación, por lo que se estima que la constante grabación del valor «AIRE» se debe a una anomalía del propio DFDR. No obstante existen numerosos indicios que permiten afirmar que la aeronave hizo contacto con tierra con las ruedas del morro varios segundos antes de que apoyara el tren principal.

Se ha tomado como referencia de tiempos, segundo 0, aquel segundo en el transcurso del cual se registraron las mayores aceleraciones verticales, que marcan el instante de una toma positiva. Por los cálculos de integración de la aceleración longitudinal y la situación de las huellas de los neumáticos en la pista, se estima que la aeronave rozó la pista con la pata izquierda y dio un pequeño bote en el segundo –1,75. En el segundo 0 tocó la pata derecha y unas décimas de segundo más tarde es cuando se alcanzó la máxima lectura, posiblemente espuria, de aceleración vertical.

En este contexto, se determinan las razones por las que se pueden asumir periodos de varios segundos de tiempo de contacto de la rueda de morro con la pista, antes de que lo hicieran las ruedas principales:

1. Los datos del DFDR (véase Figura 6), muestran que la aeronave, en los momentos de la toma, tenía un ángulo de asiento de –3° morro abajo. Componiendo la altura RA del avión y su inclinación, se puede calcular la altura del punto de la rueda de morro. La rueda de morro pudo tocar el suelo desde 10 segundos antes del segundo cero de referencia de grabación y unos 8,5 s antes del primer roce de la rueda #1
2. En la Figura 8 se puede observar una guiñada repentina a la izquierda que ocurre antes del segundo –4 s, es decir, 2,25 s antes de la primera rozadura del tren principal izquierdo. Se estima que esta guiñada fue provocada por el contacto de la rueda de morro cuando la aeronave descendía con cierta guiñada debido al viento de costado izquierdo.
3. Las oscilaciones de la aceleración lateral (véase Figura 10), durante la aproximación se hacen de repente más amplias en el segundo –8 s lo que se puede atribuir a fuerzas en el tren de morro cuando todavía no había apoyado el tren principal.
4. La sincronización de las grabaciones de CVR muestran que desde el segundo –7,75 s los pilotos perciben algo extraño y se urgen mutuamente a frenar, «FRENA, FRENA». Se estima que, aunque las ruedas principales no estaban en el suelo, la rodadura de las del tren de morro les hacia sentir que estaban ya en tierra.
5. Las declaraciones de la tripulación sostienen que hicieron contacto a la altura de la salida de la calle G-7, sin embargo las primeras huellas del tren principal se encontraron a la altura de la calle G-6, unos 600 m más adelante. La aeronave que iba a unos 160 kt tardaría en recorrer esa distancia 7 u 8 segundos, lapso de tiempo en el que sólo las ruedas de morro estarían en contacto con la pista.

Los pedales de frenos estaban pisados y el sistema estaba presurizado desde 4 ó 5 segundos antes de la toma positiva del tren principal. Cuando el tren principal entró en contacto con el suelo ya habían pasado varios segundos desde el contacto de las ruedas de morro y la «protección de toma de tierra» ya se habría cancelado. En esas condiciones las ruedas principales estarían blocadas y permanecerían blocadas el resto de la carrera de aterrizaje. Se estima, por lo tanto, que la causa de que las ruedas se blocaran, patinaran y reventaran fue la anómala actitud del avión que hizo una toma de morro, manteniendo el contacto de la rueda de morro con la pista durante varios segundos, antes de que las ruedas principales entraran en contacto con la pista.

Se piensa que, durante la toma de tierra, los sistemas de la aeronave funcionaron normalmente como también sugieren los resultados satisfactorios de las pruebas e inspecciones realizadas a la aeronave y a los componentes.

La grabación de aceleración lateral (Figura 10), muestra un valor alto, a la izquierda, de 0,727 g, instantes después de la toma, segundo 0,25 s que se corresponde con el quiebro en la trayectoria que se observa en la foto de la figura 1.9.1.

El control lateral de la aeronave se hizo sin dificultad, puesto que se disponía de mando aerodinámico y de dirección de la rueda de morro, lo que permitió mantener el avión

centrado en la pista hasta el final a pesar de los reventones de ruedas. La aeronave deslizó hasta su parada sin el control de la frenada de las ruedas, como notó y apreció la tripulación.

Se compensó la menor fricción de las ruedas que patinaban con una potencia de reversa muy alta.

Al final, tras la parada del avión, las ruedas reventadas y las llantas limadas impedían que las ruedas pudieran rodar para salir de pista.

2.2. Sobrevuelo de la cabecera de pista y toma de tierra

Según los datos del DFDR y la integración de la aceleración longitudinal, la aeronave sobrevoló la cabecera de la pista 07R con una altura de unos 30 ft, con una velocidad de 190 kt y motores en ralentí. La configuración era de tren abajo y cuando el flap, que estaba bajando en ese momento, pasaba por la posición de 33°. El exceso de velocidad de 60 kt sobre la de referencia corregida, o «target», justifican el largo planeo de 1.520 m de longitud que tuvo la aeronave, de acuerdo con cálculos similares a los planteados en 1.12.4.

El avión MD-83, en las condiciones del vuelo, necesita un coeficiente de sustentación C_L = 1,00 para volar a 180 kt. El ángulo de ataque (de fuselaje) para alcanzar ese C_L es de 0° en aire libre y de –3° con efecto tierra.

Al final de ese planeo la velocidad se reduciría a 148 kt. El avión iría también sustentado parcialmente por el morro apoyado en la pista y la cola tirando para arriba haciéndole picar.

Durante el desplazamiento sobre la pista se supone que, anulada su velocidad vertical, el avión iba con la rueda de morro rodando por el suelo y con el centro de gravedad alto, y el tren principal elevado sobre la pista.

El PF sacó manualmente los spoilers en el segundo –1. Como en ese momento el tren principal se encontraba aún en el aire, se produjo el desplome del avión y se registró su impacto en el segundo siguiente.

Aunque las ruedas principales no hicieran el «spin-up», es decir, no se revolucionaran, como ya la rueda de morro estaba tocando el suelo se había retirado la salvaguarda que impide el despliegue de spoilers en vuelo. Por otro lado, se puede confirmar que los «ground spoilers» no estaban armados, como se recomienda en un aterrizaje sin potencia, pues en ese caso se hubieran desplegado automáticamente al apoyar la rueda de morro y recibir señal de «suelo».

Como afirmó la tripulación, la toma fue suave, pero se hizo con el tren de morro. Después ocurrió el desplome, el cual desde el punto de vista de la frenada del avión, fue oportuno pues, de otra manera, muy posiblemente el avión se hubiera salido por el final de la pista.

Posiblemente, como consecuencia del desplome se alcanzaron valores apreciables de aceleración vertical, que provocaron errores en la lectura y/o la grabación de alguno de los parámetros que registra el DFDR. Se ve en la tabla 1.8.1 que los parámetros que reflejan valores anómalos en ese segundo son aquellos que se graban en torno a los instantes de aceleraciones altas. La misma señal de spoilers puede ser espuria en el segundo 0, en el que se registra como momentáneamente replegado (SPL-RH es la palabra 25 y la primera grabación alta, VERT-D, es la palabra siguiente, la 26).

2.3. Aproximación en corta final

Se analiza en este punto como volaba el avión en los críticos últimos 500 ft de descenso. Como se aprecia en las figuras 3, 4 y 5, al pasar por los 500 ft de altura RA, en el instante –45 segundos antes de la toma, llevaba 229 kt de velocidad, la posición de flap era de 15°, la potencia de los motores nula y el tren estaba en tránsito bajando. Se esperó a reducir la velocidad a menos de 205 kt para solicitar más flap y no se alcanzaron valores altos de flap hasta el segundo –15, sobrevolando ya la pista, en el que alcanzó 38,7°. El DFDR muestra que el flap todavía siguió bajando hasta 39,1° posición que alcanzó poco antes del primer contacto de las ruedas con el suelo.

A partir de 100 ft por encima de la altura de decisión, el PNF debería haberse concentrado en la vigilancia y detección de cualquier desvío significativo de la trayectoria y/o de los instrumentos, advirtiendo sobre ellos al PF mediante el uso de los «call outs» reglamentarios.

En este caso, a pesar de haberse dado condiciones para ello, no parece que el PNF emitiera ningún «call-out», puesto que no se han escuchado en el CVR.

Asimismo, durante esta fase de la aproximación el GPWS emitió varios avisos de «sink rate», «pull up» y «too low terrain», ante los que la tripulación debería haber reaccionado tomando las acciones correctoras precisas.

Al pasar por 500 ft de radioaltura la aeronave no cumplía los requisitos de aproximación estabilizada, ya que aunque volaba a lo largo de la senda de planeo correcta, la velocidad era demasiado alta y la configuración del avión, tren y flap, estaba todavía cambiando, motivo por el cual la tripulación debería haber frustrado la maniobra y hecho «motor y al aire».

Como no se hizo la Lista de Comprobación de antes de aterrizar, el piloto pudo olvidar armar los «ground spoilers».

2.4. Aproximación en final

Cuando la aeronave interceptó el fijo FAF a 8,9 NM (16,5 km) de la pista su altura era de unos 3.700 ft, 800 ft por encima de la senda de aproximación en ese punto, y su velocidad era de unos 250 kt, que era superior en 121 kt a la velocidad de referencia en la toma, y que también superaba la velocidad máxima de extensión de flap. La aeronave en esas condiciones tenía un gran exceso de energía, tanto cinética como potencial. La tripulación necesitaba reducir ese exceso a fin de conseguir que la velocidad en el punto de decisión no excediese en más de 10 kt a la de referencia, y que su altitud fuese la adecuada.

La única forma de disipar esa energía era aumentando la resistencia de la aeronave, es decir, utilizando configuraciones «sucias». Dado el exceso de velocidad y altura que tenía la aeronave, era preciso acometer esas acciones lo más pronto posible.

La velocidad que tenía la aeronave cuando interceptó el FAF permitía extender el tren de aterrizaje. Sin embargo, la tripulación no realizó esta acción hasta 91 s después, y tampoco hizo uso de los frenos aerodinámicos.

A causa de ello, la deceleración de la aeronave fue lenta. Los slats comenzaron a extenderse 111 s antes de producirse la toma, es decir, 29 s después de alcanzar el FAF, en tanto que los flaps comenzaron a extenderse 36 s de comenzar a hacerlo los slats, alcanzando los 15° de deflexión 30 s después. En resumen, en los 95 s siguientes al paso del FAF la tripulación únicamente actuó sobre los flaps/slats deflectándolos a 15° y MID, respectivamente. En este intervalo de tiempo la velocidad se redujo únicamente en 25 kt, hasta alcanzar 229 kt, con lo que aún mantenía un gran exceso de velocidad sobre la Vref, si bien la radioaltura ya era la correcta, 503 ft.

De acuerdo a los procedimientos de la compañía una aproximación estabilizada no debería tener un régimen de descenso superior a 1.500 ft/min. Durante esta fase de la aproximación el régimen medio de descenso fue de 1.648 ft/min, con un valor máximo de 2.900 ft/min.

Asimismo, los procedimientos establecen que a 1.000 ft de radioaltímetro el PNF deberá chequear las condiciones de la aeronave y dar el «call-out» correspondiente: «1.000 ft stabilized» or «1.000 ft not stabilized».

En el CVR no se ha escucha el «call-out» correspondiente.

En las entrevistas el PF dijo que su intención era hacer un CDA (Aproximación en descenso continuado). Ese procedimiento, tal como se recoge en el Manual de Operaciones del operador no es un procedimiento para esa fase del vuelo de aproximación final, sino solamente un procedimiento estándar para conectar el descenso de crucero a la aproximación inicial de tal manera que en «final» se puedan retomar los procedimientos normales de aterrizaje.

El procedimiento CDA, con todo, establece una configuración de tren abajo y flap de 28° al pasar a 2.000 ft de altura el punto de la milla 6 antes del aterrizaje. La aeronave en este vuelo no cumplía este criterio (véase Figura 15).

2.5. Aproximación inicial

Hasta los momentos de acercarse a Barcelona y proceder a la aproximación inicial el vuelo era en todo normal.

En una de las últimas comunicaciones con control de ruta, el controlador les indicó que volasen directos a PERUK y les autorizó a bajar a 5.000 ft. Del contenido del CVR se desprende que la tripulación era consciente de la limitación de bajar de 5.000 ft hasta pasar la línea de costa, y que en esas condiciones llegarían a PERUK altos.

Sin embargo, antes de alcanzar el punto de aproximación inicial (IF), PERUK, que está a 12 NM de la pista y en su prolongación, comunicaron a Control que su velocidad era alta y solicitaron volar directos al punto FAF, que está a 9 NM de la pista. Esta solicitud vino realmente a empeorar la situación, puesto que de esta forma disponían de un menor margen para disminuir su velocidad.

Cuando comenzaron el descenso desde los 5.000 ft, con velocidad de 260 kt tuvieron oportunidad de seguir con una velocidad vertical de descenso un poco superior a la acostumbrada o abrir el viraje de final para aumentar la distancia de planeo; eligieron lo primero, pero no tomaron acciones para perder el exceso de altura y velocidad que tenían, para lo que deberían haber «ensuciado» aerodinámicamente el avión. Según recoge el CVR, la tripulación mencionó su deseo de desplegar los aerofrenos, pero no lo hicieron en la medida y en el tiempo que hubiera facilitado una aproximación final más cómoda.

2.6. Incendio y evacuación

La tripulación no se fijó en la temperatura de frenos, pero se estima que los frenos no se calentaron porque no llegaron a actuar. Los neumáticos se destrozaron por el rozamiento con la pista pero sus fusibles térmicos no saltaron, de donde se induce que el calor generado se localizaba en las zonas de roce con el asfalto. Tras el reventón de las ruedas 1 y 2 se produciría el contacto de las llantas con la superficie de la pista, su abrasión y el contacto directo de los conjuntos de frenos con posible rotura de tuberías de hidráulico.

Se estima que el calor del rozamiento, la goma derretida, las fugas de líquido hidráulico y las chispas desprendidas por la fricción iniciaron un fuego cuando la aeronave se detuvo al final de la pista. La evacuación se desarrolló con cierta normalidad y el fuego fue apagado prontamente por los servicios contraincendios.

2.7. Procedimientos de vuelo de la Compañía

En el vuelo en cuestión hubo desviaciones significativas de los procedimientos establecidos; parece que la improvisación al encontrarse demasiado altos en la aproximación hizo que se relegara lo más elemental:

- Aunque el GPWS emitió reiterados avisos, en el CVR no se ha escuchado a la tripulación decir nada de las velocidades elevadas, de las desviaciones respecto del ILS, de los altos regímenes de descenso, de la configuración del avión, etc.
- No hubo «Landing Check List».
- No se advirtió que la aproximación no estaba estabilizada.

El MD-80 es un avión certificado para que sea pilotado por dos tripulantes, que deben conformar un equipo de trabajo. Cada tripulante tiene asignadas unas tareas que apoyan o suplementan mutuamente a las del otro. En este sentido los «call-outs» son fundamentales, ya que suponen, bien la confirmación de la corrección de la maniobra, o por el contrario advierten sobre su incorrección, permitiendo que se corrijan las excedencias.

En el caso de este vuelo, se ha apreciado una escasa coordinación en cabina de mando y una supeditación injustificada del copiloto a las decisiones del comandante, así como una escasa adherencia a los procedimientos operacionales, con especial relevancia a los «call-outs».

Este incidente, así como la existencia de antecedentes en este mismo operador (véase 1.15) aconseja que se revisen los procedimientos del operador para la asignación de funciones en cabina de vuelo y cometidos de los tripulantes a bordo y de imponer la estricta adherencia de los tripulantes a los procedimientos.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La tripulación de la aeronave estaba adecuadamente calificada. Todos sus miembros tenían sus licencias respectivas en vigor.
- La aeronave había sido mantenida de acuerdo con el Programa de Mantenimiento establecido y disponía de un Certificado de Aeronavegabilidad y un Certificado de Matrícula válidos.
- La aeronave inició la aproximación con una altura superior a la normal.
- Entrando en aproximación final la aeronave llevaba una velocidad excesiva y una altura sobre la pista demasiado grande en relación con la distancia al umbral de la pista.
- En el CVR no se ha escuchado el «call-out»: «1.000 ft stabilized» o «1.000 ft not stabilized», que debería haber emitido el PNF de acuerdo a los procedimientos.

- Al pasar por 500 ft de radioaltura la aeronave no cumplía los requisitos de aproximación estabilizada, ya que aunque volaba a lo largo de la senda de planeo correcta, la velocidad era demasiado alta y la configuración del avión, tren y flap, estaba todavía cambiando, motivo por el cual la tripulación debería haber frustrado la maniobra y hecho «motor y al aire». No se ha escuchado en el CVR ningún call-out relacionado con ello.
- La primera toma de contacto con el suelo ocurrió 700 m fuera de la TDZ (zona de toma de contacto).
- La aeronave entró en la pista con el morro bajo recorriendo el 60% de la pista disponible, de 2.660 m, antes de poner las ruedas principales en el suelo.
- La actitud de morro bajo permitió que tocara primero la pata de morro inhibiendo el funcionamiento normal del antiskid y del sistema de «ground spoilers».
- El despliegue manual de los «spoilers» cuando rodaban las ruedas de morro por el suelo mientras las principales estaban despegadas, junto con otras inercias de la aeronave no estabilizada, propiciaron el desplome de la aeronave.
- La operación anormal del sistema de antiskid, a causa de la señal de morro en tierra, permitió el deslizamiento y reventón de las cuatro ruedas.
- Las chispas, el calor del rozamiento, la goma derretida y las fugas de líquido hidráulico iniciaron un fuego en la pata izquierda cuando la aeronave se detuvo al final de la pista.
- El comandante ordenó la evacuación que se desarrolló con cierta normalidad sin que se produjeran escenas de pánico ni lesiones de consideración.

3.2. Causas

Se estima que la causa del incidente fue una aproximación iniciada con una velocidad y altura excesivas, que no se supo consumir oportunamente, con una configuración de avión más 'sucia' o con una trayectoria en final más larga; asimismo no se tomó una decisión de iniciar una aproximación frustrada cuando, por exceso de velocidad y altura en una aproximación no estabilizada, se hacía imposible la entrada en la pista con normalidad.

La causa concreta de que en ese aterrizaje reventaran y se incendiaran las ruedas principales se debió a la anómala actitud del avión en la toma. La aeronave hizo contacto con el suelo, apoyando el tren de morro en la pista, varios segundos antes de que lo hiciera el tren principal, induciendo la cancelación de las protecciones del sistema de antiskid.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 10/11. Se recomienda a la compañía Spanair que establezca un programa de vigilancia específico destinado a comprobar cuál es el grado de adherencia real de sus tripulaciones a los procedimientos operacionales de la flota

MD-80, centrado fundamentalmente en la evaluación de las fases de aproximación y aterrizaje.

REC 11/11. Se recomienda a la compañía Spanair que implante formación adicional a sus tripulaciones, tendente a reforzar los conceptos de:

- Aproximación establizada.
- Estándares de operación SOP.
- Gestión de recursos en Cabina.

REC 12/11. Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que refuerce la supervisión que lleva a cabo sobre la compañía Spanair en:

1. Los aspectos relativos al grado de adherencia real de las tripulaciones a los procedimientos operacionales de la flota MD-80,centrándose fundamentalmente en la evaluación de las fases de aproximación y aterrizaje.
2. La formación impartida por la compañía en materias como aproximación estabilizada, estándares de operación SOP y gestión de recursos en cabina.

APÉNDICES

APÉNDICE A
Parámetros del DFDR

APÉNDICE B

Plano del aeródromo, huellas y carta de aproximación a Barcelona ILS RWY 07R

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Domingo, 2 de marzo de 2008; 16:30 h UTC[1]**
Lugar	**Anglesola (Lleida)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-JLQ**
Tipo y modelo	**TECNAM P2002-JF**
Explotador	**Privado**

Motores

Tipo y modelo	**ROTAX 912S2**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**26 años**
Licencia	**Piloto comercial de avión (CPL)**
Total horas de vuelo	**283 h**
Horas de vuelo en el tipo	**11,5 h**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**1**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Menores**
Otros daños	**N/A**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – Privado**
Fase del vuelo	**Aproximación**

INFORME

Fecha de aprobación	**9 de junio 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 2 de marzo de 2008 el piloto realizaba un vuelo Sabadell- Pamplona- Sabadell (LELL-LEPP-LELL) a bordo de la aeronave TECNAM P2002-JF matrícula EC-JLQ. Era el primer vuelo de la aeronave ese día y según la declaración del piloto, la inspección pre-vuelo y la prueba de motor fueron satisfactorias y el trayecto hasta Pamplona se produjo con normalidad. Una vez en Pamplona, tanto la inspección pre-vuelo como la prueba de motor realizadas para efectuar el vuelo de vuelta resultaron correctas, con la única diferencia de que la varilla del aceite marcaba 1/4 de depósito en lugar de 1/2 (medida marcada en la inspección pre-vuelo del aeródromo de origen) por lo que el piloto procedió a rellenar el depósito de aceite. Durante el vuelo de vuelta a Sabadell, habiendo transcurrido alrededor de una hora, la presión de aceite comenzó a bajar hasta situarse en el umbral inferior del arco verde (2 bares) del indicador de presión de aceite (véase Figura 1) manteniéndose el resto de valores dentro de márgenes. A los pocos minutos, el motor comenzó a manifestar un funcionamiento discontinuo, perdiendo potencia, y el indicador de presión de aceite se situó por debajo de 2 bares (umbral superior del arco amarillo). Según su declaración, el piloto realizó el procedimiento de emergencia[2], pero el motor no ganó potencia sino que al cabo de unos dos minutos la hélice se paró completamente, siendo imposible arrancarla de nuevo. El piloto declaró emergencia al Centro de Control de Barcelona (BCN), seleccionó la frecuencia de emergencia en el transpondedor y seguidamente realizó un aterrizaje de emergencia al oeste de Tárrega (Lleida).

Figura 1. Indicador en cabina de presión de aceite

Figura 2. Posición final de la aeronave en el campo donde aterrizó

[2] El procedimiento de emergencia ante baja presión de aceite según el Manual de Vuelo consiste en comprobar la temperatura del aceite y si ésta tiende a subir, colocar la palanca de potencia para alcanzar 68 KIAS (velocidad de máxima eficiencia) y aterrizar lo antes posible. Ante una parada de motor se procede a intentar volver a ponerlo en marcha y si éste nuevo procedimiento falla aplicar el procedimiento de aterrizaje forzoso.

El piloto resulto ileso y la aeronave no sufrió daños excepto aquellos producidos en el motor.

1.2. Información personal

El piloto tenía licencia de piloto comercial y certificado médico, ambos válidos y en vigor. Según su diario de vuelo contaba con alrededor de 283 h de vuelo de experiencia de las cuales 11,5 h eran en ese tipo de aeronave.

1.3. Información de la aeronave

La aeronave matrícula EC-JLQ, modelo TECNAM P2002-JF de S/N 021, es un monomotor bipala de plano bajo con tren triciclo fijo y está clasificada dentro de la categoría de VLA («Very Light Airplane») con 580 Kg de peso máximo al despegue (MTOW). Esta aeronave era operada para alquiler y actividades de escuela por TOP FLY. La documentación a bordo de la aeronave era completa y estaba en vigor.

La aeronave estaba equipada con un motor ROTAX 912 S2, de cuatro cilindros con S/N 4922787. Según el libro del motor se había instalado en la aeronave con 459:54 horas de operación y en el momento del incidente tenía unas 1.325 horas estimadas.

El combustible utilizado en la aeronave era AVGAS 100LL. Aunque el fabricante recomienda el uso de combustibles sin plomo, este combustible puede ser también utilizado, aunque con ciertas limitaciones, como el aumento en la frecuencia de las inspecciones y la advertencia por parte del fabricante del aumento de depósitos de carbonilla en los pistones y el desgaste prematuro de los asientos de las válvulas.

En la cartilla del motor estaba anotado que la revisión general sería a las 1.200 h. Según el Programa de Mantenimiento de la aeronave la documentación técnica a utilizar para el mantenimiento del motor era el Manual de Mantenimiento, edición 0, con revisión general (overhaul) a las 1.500 h en lugar de 1.200 h. Este aumento en el TBO[3] (tiempo entre revisiones generales) venía establecido en el SB-912-041 según el número de serie del motor con la condición de se le hubiera realizado a éste una revisión especial de las 800 h, la cual no había sido realizada. En el mismo Boletín de Servicio aparecía una nota en la que se decía: *Todos los motores del tipo 912 S (Series) necesitan someterse a una inspección de la reductora de la hélice a las 800 horas TSN[4]. Si ya ha sido efectuada una TSN de 800 horas, se debe realizar una comprobación en la próxima inspección de 100 h.* [...]

[3] TBO – «Time Between Overhauls».
[4] TSN – «Time Since New».

La aeronave contaba en el momento del incidente con 1.325 h, coincidentes éstas aproximadamente con las horas de operación del motor. La revisión general de 1.200 h se llevó a cabo en noviembre de 2007. La última revisión (de 100 horas) se había llevado a cabo con 1.300 h.

1.4. Investigación

1.4.1. *Inspección del motor*

Se realizó el desmontaje del motor para la investigación. Durante la inspección se observó que las válvulas de admisión y escape del cilindro número 2 (delantero izquierdo según visión desde cabina) se habían fracturado, perforando el pistón y dañando la culata de ese cilindro (véase Figura 3).

Figura 3. Estado del pistón y de la culata del cilindro n.° 2 durante la inspección

Asimismo se observaron impactos en la parte interna del colector de admisión de los cilindros pares, la rotura del platillo superior (retenedor del muelle) de la válvula de escape y virutas en el tapón magnético del cárter (véase Figura 4).

Figura 4. Válvulas de escape y admisión, retenedor del muelle y tapón magnético

Ambas válvulas se encontraban fracturadas en la zona de unión del vástago con la cabeza de la válvula.

En el Manual de Mantenimiento en línea, en la carpeta 05-20-00 Mantenimiento Programado, no se hace mención a una inspección específica de las válvulas.

En el Manual de Mantenimiento Avanzado del motor, en la sección 3.11.5 referida a las válvulas, se hace una advertencia al hecho de que si existe acumulación de carbonilla en el vástago de la válvula, es un síntoma de sobrecalentamiento de la válvula y existe peligro de fractura en la zona de acuerdo entre la cabeza el vástago, por lo que se establecen las pautas para comprobar las válvulas y reemplazarlas si es necesario. En este caso, el estado en que se encontraron los restos de las válvulas no permitió observar si existía acumulación de carbonilla en el vástago. No obstante esta se apreciaba en las cabezas de los pistones de otros cilindros, siendo estas zonas donde más se acumula la carbonilla en motores que consumen aceite y tienen una gran parte de su vida consumida (80%).

1.4.2. *Aspectos relevantes de la vida útil del motor*

Según el Manual de usuario, se podrá utilizar AVGAS como combustible del motor aunque el fabricante advierte que debido al alto contenido de plomo en el AVGAS, se producirá un incremento del desgaste de los asientos de la válvula, los depósitos en la cámara de combustión y sedimentos en el sistema de lubricación. Por consiguiente se recomienda utilizar AVGAS sólo si encuentra problemas con vapores o si los otros tipos de combustibles no están disponibles. Como punto de atención destaca que se debe seguir la última edición de la Instrucción de Servicio SI-912-016 para la selección del combustible adecuado.

En cuanto al lubricante, el fabricante refiere utilizar sólo aceite con clasificación API «SF» o «SG» y destaca mediante otro punto de atención en el Manual de Usuario que si el motor es principalmente usado con AVGAS se requerirán entonces cambios de aceite más frecuentes volviendo a referir la SI-912-016.

La SI-912-016 más reciente en el momento del incidente databa de 28 de agosto de 2006 y establecía, entre otros, los siguientes puntos:

3) Lubricantes

- *Si es posible, operar estos motores con combustible* ***sin plomo*** *o bajo en plomo (AVGAS 100LL no se considera bajo en plomo en este contexto)*
- *Utilizar los aceites de motor listados en la sección 3.3 de esta Instrucción*
- *Utilizar sólo aceite con calificación API* ***«SG»*** *o mayor*
- *[...]*

- *En caso de condiciones severas de operación (por ejemplo escuela) el tiempo entre intervalos de mantenimiento debe ser generalmente menor y en particular, la frecuencia en los cambios de aceite se debe aumentar sin tener en cuenta el tipo de combustible utilizado.*

3.3) Operación con combustibles con plomo AVGAS

Si el motor opera en gran medida con combustibles con plomo AVGAS, es necesario realizar las siguientes operaciones de mantenimiento como muy tarde (by latest after) cada 50 horas de operación:

- *Cambio del filtro de aceite*
- *Cambio del aceite del motor*
- *Comprobación de los niveles de aceite, etc., según el Manual de Mantenimiento más reciente.*
- *[...]*

NOTA: Si se opera principalmente con combustible con plomo AVGAS, ***se recomienda*** *cambiar el aceite* ***cada 25 horas*** *de operación.*
Mayor frecuencia en los cambios de aceite asegurará la eliminación de residuos y de pastosidad del aceite que evitarán aumentos del desgaste o problemas en el funcionamiento.

A continuación el fabricante recomienda una serie de aceites. Asimismo refiere otros aceites los cuales no recomienda.

3.4) Aceites de motor no adecuados para los motores 912/914

La experiencia ha demostrado que sólo algunos aceites son adecuados para las series 912/914 de motores ROTAX por lo que se recomienda la cuidadosa selección recomendada siguiendo las recomendaciones de esta Instrucción de Servicio.
[...]
ROTAX es consciente de cambios en la formulación de aceites previamente recomendados para el uso en estos motores. Por consiguiente ROTAX ya no recomienda el uso de estos aceites.

Se desconoce el tipo de lubricante que se utilizaba en el motor.

1.4.3. *Operación y mantenimiento de la aeronave y motor*

De la documentación aportada sobre la aeronave y el motor (Cuaderno de la Aeronave y Cartilla del Motor) se observa que el motor de S/N 4922787 procedía de otra aeronave de las mismas características.

Según la Cartilla del Motor, el motor de S/N 4922787 se instaló con fecha 29-03-2007 con 459:54 h y 600 h totales de aeronave EC-JLQ. En el libro se reflejan anotaciones incompletas en cuanto a las horas de operación del motor instalado en la aeronave de origen e inexistentes con el motor instalado en la aeronave del incidente. Por otra parte, las horas del motor perteneciendo a una u otra aeronave son incoherentes entre sí, aparecen anotadas revisiones del motor con 459:54, 512,18, 554 y 604 h de la aeronave perteneciendo éste todavía a la aeronave de origen. A las 643 h se anota la primera revisión realizada al motor ya instalado en la aeronave del incidente. No hay ninguna anotación en cuanto a la realización o no de la preservación del motor hasta la instalación en la aeronave del incidente.

La revisión de 100 horas a las 1.100 h no estaba anotada por lo que presumiblemente no se realizó. Las órdenes de trabajo referenciadas en las anotaciones de las revisiones no han sido facilitadas para su análisis, por lo que se desconoce qué tareas se llevaron a cabo realmente en cada revisión y los detalles de las mismas (por ejemplo el tipo de lubricante utilizado).

Las diferentes revisiones se habían realizado por varios Centros de Mantenimiento distintos. La revisión general de motor se debía hacer a las 1.500 h según el Programa de Mantenimiento Aprobado y por el SB-912-041 por el que se aumentaba el TBO (Tiempo entre Overhaul) de algunos motores entre los cuales se encontraba el del incidente con la anotación de que se debía haber hecho la revisión especial de las 800 h[5] y esta inspección no constaba como realizada en la Cartilla del Motor.

La revisión general se hizo realmente con 1.200 h como rezaba en la Cartilla del Motor. Las revisiones de 25 horas recomendadas por el fabricante tras la revisión general (realizada a las 1.200 h) o los cambios de aceite a las 25 horas debido a la utilización de AVGAS 100LL (según SI-912-016) no se habían realizado.

La última revisión anotada en la Cartilla del Motor era la de 100 horas correspondiente a 1.300 h de aeronave.

El Centro de Mantenimiento, habitualmente realizaba el mantenimiento de ULMs y formaba parte de una escuela de vuelo de ULMs. Estaba autorizado por la AESA para ejercer como tal con licencia nacional número 192 para realizar el mantenimiento de las aeronaves de tipo Tecnam P92J-01, P92JS, P-2002-JF y P-2002-JR, sus motores, hélices, instrumentos y accesorios.

A fecha de finalización de este informe se ha tenido conocimiento de que este Centro se encuentra en periodo de liquidación.

[5] Todos los motores del tipo 912 S (Series) necesitan someterse a una inspección de la reductora de la hélice a las 800 h. TSN. Si ya ha sido efectuada una TSN de 800 h, se debe realizar una comprobación en la próxima inspección de 100 h.

No se tiene constancia de que el operador TOP FLY realizara un seguimiento de la aeronavegabilidad continuada de la aeronave.

1.4.4. *Inspección de las válvulas de admisión y escape y del pistón del cilindro afectado (cilindro n.° 2)*

Los componentes del cilindro afectado se enviaron para su análisis al laboratorio de materiales para realizar una caracterización físico-química, metalográfica y fractográfica de éstos. De esta inspección resultó que los materiales de los elementos analizados se correspondían con los indicados por el fabricante.

Del conjunto de las observaciones realizadas a los restos analizados se obtuvo como conclusión que habría existido un elemento extraño en el espacio comprendido entre la cabeza del pistón y la culata del cilindro que pudo producir una interferencia en el movimiento entre los elementos que formaban parte del conjunto cilindro-pistón. Este elemento extraño, tras el análisis de las diferentes partes consideradas en la inspección, habría pertenecido a la válvula de escape o al asiento de dicha válvula alojado en la culata, que finalmente también hubiera resultado en la fractura de la válvula de escape.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Según el Libro de la Aeronave, el motor de S/N 4922787 se instaló con fecha 29-03-2007 con 459:54 h y 600 h totales de aeronave. En la Cartilla del Motor había varias revisiones del motor anteriores a la fecha de montaje en la aeronave EC-JLQ de las cuales la última reflejaba que la revisión fue efectuada a las 604 h en la aeronave de origen y con 643 h en la aeronave del incidente, por lo que a pesar de las discrepancias en las anotaciones, motor y aeronave del incidente coincidieron en horas y por tanto en las revisiones efectuadas a partir de aquel momento (600 h). Se desconoce, no obstante, si se realizó o no preservación del motor y cómo se realizaron inspecciones al motor en una aeronave cuando se suponía que ya estaba instalado en otra.

En general había anotaciones incompletas o inexistentes en cuanto a las revisiones realizadas a la aeronave, así como falta de datos de horas de operación anotadas en el libro del motor. Esto refleja una falta de organización en cuanto a gestión de la documentación se refiere, lo que dificulta la trazabilidad de los componentes de la aeronave y posibles confusiones a la hora de determinar las revisiones que pudieran aplicar a aeronave y motor aunque en este caso existiera coincidencia en las horas.

Por otra parte, la utilización habitual de combustible con plomo AVGAS viene siendo advertida por el fabricante como causa del desgaste prematuro de los asientos de las válvulas, del aumento de los depósitos de carbonilla en los pistones y de la degradación temprana del aceite, por lo que el fabricante recomienda que, ante la utilización de ese tipo de combustible, se rebajen los intervalos de inspección del motor y los correspondientes a

los cambios de aceite. El Centro de Mantenimiento no había rebajado estos intervalos de revisión, ni realizaba cambios más frecuentes de aceite ni por el uso de AVGAS ni por las condiciones severas de operación (operación de escuela). Se desconoce asimismo si el aceite utilizado entraba dentro de los recomendados por el fabricante según SI-912-016.

En el momento del incidente la aeronave contaba con unas 1.325 h de operación que coincidirían aproximadamente con las horas del motor. La revisión general del motor se había realizado a las 1.200 h por lo que se debería haber realizado la revisión de las válvulas por desgaste. La utilización de combustible con plomo y la ausencia de aumento en la frecuencia de las revisiones habrían acortado la vida del motor.

La rotura en ambas válvulas se produjo en la zona de unión del vástago con la cabeza de la válvula. Probablemente, según los resultados arrojados por el laboratorio tras realizar la inspección y debido al hecho de que entre el comienzo del rateo del motor y su parada total transcurrieran un par de minutos (según la declaración del piloto), la válvula que se fracturó en primer lugar pudo ser la de escape del cilindro n.° 2, permitiendo que el motor siguiera funcionando, aunque con pérdida de potencia, mientras la cabeza de válvula desprendida estuvo interfiriendo en el movimiento del pistón contra la culata y contra la otra válvula provocando la rotura de ésta última y el posterior colapso del motor.

Se considera por tanto que el incidente se produjo por la rotura de una de las válvulas pertenecientes al cilindro n.° 2, lo que originó la posterior rotura de la segunda válvula y el colapso final del motor.

3. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Las evidencias encontradas durante el análisis de la información sobre el mantenimiento de la aeronave del incidente ponen de manifiesto una aplicación incorrecta de programa de mantenimiento, directivas y recomendaciones del fabricante así como una falta de seguimiento del mismo por parte del operador. Por este motivo se considera necesario emitir una recomendación de seguridad al operador de la aeronave así como a AESA como supervisor del funcionamiento de éste.

REC 13/11. Se recomienda al operador TOP FLY que establezca los medios adecuados para garantizar que se hace un seguimiento efectivo de la aeronavegabilidad de sus aeronaves.

REC 14/11. Se recomienda a la Agencia Estatal para la Seguridad Aérea (AESA) que establezca los medios adecuados para garantizar que el operador TOP FLY en particular, así como más ampliamente las escuelas de vuelo de aviación general, llevan a cabo un seguimiento efectivo de la aeronavegabilidad de sus aeronaves.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Lunes, 23 de junio de 2008; 13:20 h[1]**
Lugar	**4,5 km al oeste del Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos**

AERONAVE

Matrícula	**EC-GCX**
Tipo y modelo	**CESSNA 177 RG «Cardinal»**
Explotador	**Privado**

Motores

Tipo y modelo	**LYCOMING IO-360-A1B6D**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**60 años**
Licencia	**PPL(A)**
Total horas de vuelo	**500 h, aproximadamente**
Horas de vuelo en el tipo	**400 h, aproximadamente**
Horas de vuelo en últ. 24 h	**Ninguna**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**1**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes, especialmente en el motor y la hélice**
Otros daños	**Menores**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**General – Vuelo de comprobación**
Fase del vuelo	**En ruta**

INFORME

Fecha de aprobación	**9 de junio de 2011**

[1] Todas las referencias horarias indicadas en este informe se realizan en la hora local, salvo que se especifique expresamente lo contrario.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 23 de junio de 2008, la aeronave CESSNA 177RG «Cardinal», matrícula EC-GCX, realizaba un vuelo de comprobación, después de haber sido sometida a una revisión anual efectuada en un centro de mantenimiento autorizado situado en el aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos. La comprobación en vuelo formaba parte del proceso necesario para la renovación del Certificado de Aeronavegabilidad.

A estos efectos, se había presentado un Plan de Vuelo local, de acuerdo con las Reglas de Vuelo Visual, con una duración prevista de una hora, y con el propietario y piloto habitual de la aeronave como piloto a los mandos y único ocupante de esta. Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para el vuelo.

La aeronave despegó a las 13:10 h por la pista 10, realizó el circuito con la pista a la derecha, lo abandonó por el punto W, situado en la vertical de Villaviciosa de Odón, y se dirigió hacia Aldea del Fresno para realizar las pruebas previstas. A las 13:14 h, cuando se encontraba a 3 NM al Oeste de Villaviciosa de Odón volando a 4.000 ft de altitud, el piloto notificó a la Torre de Control del aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos que tenía problemas de motor y pidió autorización para volver directo al aeropuerto; se le autorizó para proceder directo a la pista 10 e inició el retorno, a las 13:15 h. El controlador de torre preguntó al piloto si declaraba emergencia y este respondió que no; después le preguntó si tenía a la vista algún lugar para aterrizar, y el piloto respondió afirmativamente y que ya estaba aterrizando; eran las 13:20 h, aproximadamente.

En la figura 1 se representa la trayectoria de la aeronave sobre el mapa de la zona, determinada a partir de los datos radar registrados en las dependencias de control del tránsito aéreo.

Figura 1. Trayectoria estimada

La aeronave aterrizó en un campo sembrado de trigo, siguiendo la dirección de los surcos, que estaban orientados en la misma dirección que la pista del aeropuerto. El piloto resultó ileso y abandonó la aeronave por sus propios medios; una vez comprobada la situación, volvió al avión y comunicó su posición; diez minutos más tarde, aterrizaba en el lugar un helicóptero de la Dirección General de Tráfico para prestarle auxilio.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

El aterrizaje de emergencia se había realizado con el tren de aterrizaje recogido. El contacto de la aeronave con el terreno había sido suave y esta había recorrido en tierra unos 70 m, terminando su trayectoria con un giro de 60° a la derecha. En la Figura 2 se presenta una vista aérea de la aeronave en su posición final.

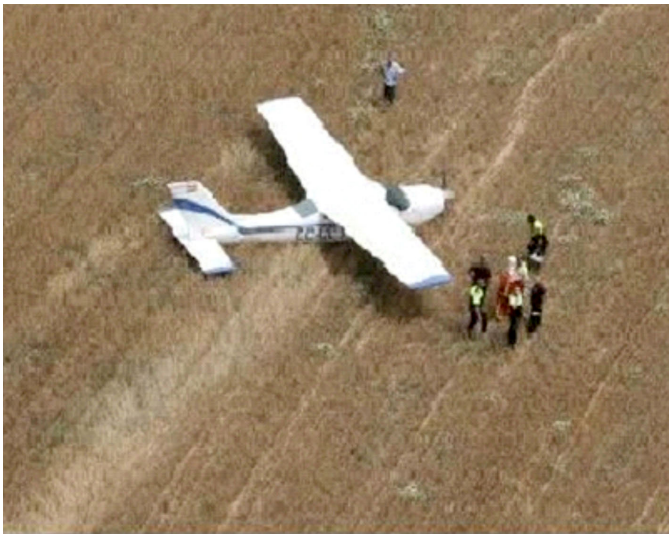

Figura 2. Aeronave después del aterrizaje

La aeronave no sufrió daños estructurales significativos, presentando exclusivamente los producidos en la parte inferior del fuselaje durante el recorrido en tierra.

Además, la parte inferior del fuselaje estaba, también, impregnada de aceite de motor.

En lo que al grupo motopropulsor se refiere, el motor tenía el retén delantero del cigüeñal fuera de su alojamiento y desplazado hacia delante, y presentaba un orificio en la parte superior del cárter, a la altura del cilindro n.° 4; la hélice presentaba características de haber entrado en contacto con el terreno sin potencia aplicada, con las puntas de las palas dobladas hacia atrás y marcas de roce en ellas sensiblemente paralelas a la envergadura de las respectivas palas.

Figura 3. Restos de la aeronave

1.3. Información de aeronave

1.3.1. *Célula*

Matrícula:	EC-GCX
Fabricante:	CESSNA AIRCRAFT CO.
Modelo:	177 RG «Cardinal»
Número de serie:	177 RG 0567
Año de fabricación:	1974
MTOW:	1.270 kg

1.3.2. *Motor*

Fabricante:	LYCOMING
Modelo:	IO-360-A1B6D
Número de serie:	L-12337-51A
Potencia:	200 CV

1.3.3. *Hélice*

Fabricante:	McCAULEY
Modelo:	B3D36C428
Tipo:	Tripala, de velocidad constante
Número de serie:	010335
Governor:	McCauley DC290D1 F/T3, N/S 010521

1.3.4. *Certificado de aeronavegabilidad*

Número:	3823
Categoría:	Avión Categoría Normal
Emisión:	17-11-2004
Validez:	26-03-2008

1.3.5. *Mantenimiento*

En el programa de mantenimiento aprobado para la aeronave figuraban las revisiones siguientes:

A. Revisión de Línea, a realizar cada 50 h, sin límite por calendario.
B. Revisión Básica, a realizar cada 100 h, sin límite por calendario.
C. Revisión periódica, a realizar cada 200 h, sin límite por calendario.

Además, figuraban las notas siguientes:

Nota 1. Debe hacerse una revisión anual por calendario, que consistirá en realizar las inspecciones de 50, 100 y 200 horas, si no han sido cumplimentadas ya por límite de horas.
Nota 2. Las revisiones periódicas del motor coincidirán con las del avión, de acuerdo con el manual de mantenimiento aprobado, excepto la general de motor que se realizará según el anexo vigente a la I.C. 35-03b, del 15-03-1988 o revisión posterior[2].
Nota 3. Se tendrán en cuenta los puntos especiales de revisión de célula, así como su calendario, de acuerdo con el manual de mantenimiento aprobado del avión.
Nota 4. La revisión general de hélice se efectuará cada 1.500 h o 5 años[3].

En la fecha del incidente, la aeronave contaba con 2.864 h totales de vuelo. Con fecha 15-02-2007 y 2.830:10 h de vuelo, había sido sometida a una revisión anual y, transcurrido año, se le había hecho una nueva revisión anual; en el curso de esta última revisión se habían desmontado de la aeronave la hélice y el governor, se les había hecho una revisión general que les correspondía por calendario y se habían vuelto a montar.

Una vez terminadas las tareas de mantenimiento previstas y con objeto de renovar el Certificado de Aeronavegabilidad se requería realizar un vuelo de comprobación; para ello, se había solicitado y obtenido una autorización de vuelo, expedida el 17-06-2008, con una validez de diez días y las condiciones siguientes: Sin pasajeros, sin carga de pago, tripulación mínima y condiciones VMC. Con esta autorización se realizó el vuelo en el que se produjo el incidente.

1.3.6. *Documentación técnica de mantenimiento*

De acuerdo con lo establecido en el programa de mantenimiento aprobado para la aeronave, esta debe mantenerse de acuerdo con lo establecido en el Manual de Mantenimiento y Catálogo de Piezas de la Cessna 177 RG y del motor Avco Lycoming IO-360, actualizados.

El Manual de Mantenimiento aplicable a la aeronave era el documento de Cessna de referencia D991-3-13, denominado «Cardinal RG Series 1971 thru 1975 Service Manual»

[2] En este caso, el motor disponía de 2.000 h de vuelo entre revisiones generales.
[3] Por tratarse de una hélice de paso variable, esta nota afecta, en los mismos términos, también al governor.

de fecha 01-09-1972, revisión n.° 3 de fecha 01-09-1974. En la fecha en que ocurrió el incidente el fabricante había emitido seis revisiones temporales de este manual, de las que sólo estaba incluida en él la n.° 1; las demás, con una distribución separada del manual, eran: La n.° 2 de fecha 03-10-1994, la n.° 3 de fecha 07-01-2000, la n.° 4 de fecha 07-10-2002, la n.° 5 de fecha 11-07-2005 y la n.° 6 de fecha 15-01-2008.

El montaje del governor de la hélice está contemplado en la Sección 13, apartado 13.1 del citado manual y se modificó mediante la revisión temporal n.° 5 del mismo; como Apéndice A se incluyen las páginas del Manual de Mantenimiento que afectan al governor y el texto de la revisión temporal n.° 5 del mismo.

En lo que a la instalación se refiere, en el apartado «13 – 11. INSTALLATION» punto c del Manual, figura:

> «c. Install a new mounting gasket on the mounting studs. Install gasket with raised surface of the gasket screen toward the governor.»
> (c. Instalar una junta de montaje nueva en los espárragos de montaje. Instalar la junta con la superficie elevada de la rejilla hacia el governor.)

En la revisión temporal n.° 5, la redacción de este apartado se modifica, de manera que figura:

> «c. Install new Lycoming part number 72053 gasket on the mounting studs. Install a Lycoming LW-12347 plate over the 72053 gasket and a MS9144-01 gasket over the LW-12347 plate. Install gasket with raised surface toward the governor. Refer to Lycoming Service Instruction 1438 or latest revision.»
> (c. Instalar una junta nueva, número de parte 72053 de Lycoming, en los espárragos de montaje. Instalar una Placa Lycoming LW-12347 sobre la junta 72053 y una junta MS9144-01 sobre la placa LW-12347. Instalar la junta con la superficie elevada de la rejilla hacia el governor. Consultar la Instrucción de Servicio n.° 1438 de Lycoming, o su última revisión.)

Como Apéndice B se incluye la Service Instruction (SI) No. 1438A de Lycoming, de fecha 09-12-2005. En ella se detalla el montaje del governor de la hélice en el motor, con dos juntas y una placa intermedia, necesario con determinados governor de hélice para eliminar la posibilidad de fugas de aceite entre el governor y la caja de accesorios del motor.

Asimismo, como Apéndice C se incluye el Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) NE-06-08, de la Federal Aviation Administration (FAA) de los Estados Unidos, de fecha 09-11-2005 y corregido con fecha 14-11-2005, en el que se relacionan los modelos conocidos de motores y de aviones en los que están instalados, afectados por la Service Instruction (SI) No. 1438A de Lycoming. Entre ellos figura el motor Lycoming IO-360-A1B6D que se instala en el avión Cessna 177RG Cardinal.

1.4. Inspección de los restos de la aeronave

Una vez los restos de la aeronave en el hangar de Cuatro Vientos, se comprobaron que los daños estructurales se limitaban a los observados en la inspección de campo y se confirmó que, en general, eran menores.

La inspección exterior del grupo motopropulsor confirmó, en primer lugar, la existencia de una fuga de aceite en el acoplamiento del governor al motor. Adicionalmente, se encontró que el motor no se podía girar, que el retén delantero del cigüeñal estaba desplazado de su alojamiento y que el cárter principal del motor tenía un orificio de unos 4 cm de diámetro, situado entre los botadores del cilindro n.° 4, por el que se veía el árbol de levas. El orificio fue producido, al parecer, por el golpe de una pieza del motor, que no ha sido identificada. Por todo ello, se decidió realizar inspecciones individuales de los elementos del grupo.

1.4.1. *Inspección de la hélice*

La hélice se desmontó del grupo sin dificultad y, previamente, se confirmó que las palas estaban en la posición de paso fino, y con las puntas rayadas y dobladas hacia atrás (véase Figura 3). Los daños en las palas demostraban que el contacto de la aeronave con tierra se había realizado sin tracción y a bajo régimen.

Se procedió, a continuación, a desmontar las palas y los elementos del buje, sin encontrar daños apreciables en sus piezas.

1.4.2. *Control del paso de la hélice (governor) y resultados de su inspección*

En el tipo de motor instalado en la aeronave, el governor de la hélice está montado en la toma de la parte inferior izquierda de la caja de accesorios del motor.

El governor es un dispositivo que varía el paso de las palas de hélice para mantener su velocidad de giro en el valor seleccionado por el piloto. La variación se consigue aplicando la presión generada por la bomba del propio governor al actuador de cambio de paso, situado en el buje de la hélice. La bomba se alimenta de aceite del motor que toma directamente del cárter, sin pasar por el filtro general. En el tipo de hélice instalada en la aeronave, el paso aumenta hasta rpm mínimas, al aumentar la presión en el actuador de paso cuando el piloto mueve el mando a posiciones crecientes y disminuye, hasta rpm máximas, por acción de la fuerza centrífuga de las palas, al reducir la presión cuando el piloto baja la posición del mando.

En la inspección de la instalación del governor, se confirmaron las señales visuales de la fuga indicada anteriormente y no se encontraron daños, ni en la parte mecánica del mando del piloto al governor, ni en el tubo que lleva el aceite del governor al actuador de paso en el buje de la hélice. Se comprobó que el tubo sólo contenía algunas gotas

de un aceite denso y de color gris. La pequeña cantidad de aceite en el tubo indicaba que el flujo de aceite se había cortado antes de la parada de la hélice.

El «governor» se desmontó sin problemas de su toma en la caja de accesorios de motor y se confirmó que, en la unión al motor, sólo había una junta, tipo MS 9144-01, como requiere el Manual de Servicio de la aeronave. La malla de la junta retenía gran cantidad de virutas metálicas.

No se pudo determinar con exactitud la causa de la fuga de aceite en la unión con el motor. Entre las posibilidades, se consideraron un posible defecto en la junta, previo o producido en el montaje, un apriete inadecuado de las tuercas que fijan el governor al motor, bien por aplicación de un par incorrecto, o bien, porque, en el montaje, el final del eje ranurado del governor hubiese llegado a contactar con el fondo de la corona de arrastre del motor de forma que impidiese el apriete del cuerpo del governor contra el motor. La fuga también podría haber sido causada por una combinación de las indicadas.

La inspección del propio governor se realizó en los talleres de la compañía especializada, que efectuó la revisión general antes del vuelo, y utilizando los mismos bancos de ensayo y comprobación. Se encontró que la dificultad al giro, que el dispositivo presentaba al iniciar la inspección, desapareció cuando se eliminaron las partículas metálicas, magnéticas y no magnéticas, que se habían almacenado en los orificios de entrada y salida del aceite. A continuación, se realizaron pruebas funcionales en banco, obteniendo un funcionamiento estable y resultados dentro de tolerancias. Al desmontar el governor, se encontró que sus elementos internos mostraban un buen estado general y sólo tenían algunos desgastes locales en las partes fijas producidos por roce con las piezas giratorias.

A la vista de los resultados de la inspección se concluyó que, aunque la fuga de aceite había afectado a su funcionamiento, no se había producido fallo de tipo alguno en el governor.

1.4.3. *Inspección del motor*

Al iniciar el despiece del motor, se detectaron abundantes virutas metálicas, tanto magnéticas como no magnéticas, en el cárter inferior (Fig. 4), y en los conductos de engrase, especialmente, en la malla del filtro de entrada a la bomba de aceite de motor. Al inspeccionar el interior de esta bomba, se comprobó que sus piezas estaban en buen estado, con señales de ligeros roces de los dientes de los engranajes con la carcasa. La bomba no tenía síntomas de haber funcionado sin aceite.

Figura 4. Partículas y virutas metálicas en el cárter

Seguidamente, se desmontaron los cilindros del cárter principal, encontrando que las bielas de los n.os 2, 3 y 4 se habían desprendido del cigüeñal y tenían señales de sobrecalentamiento severo que había llegado a producir fluencia del material en sentido longitudinal, especialmente en la del cilindro n.° 2 (Fig. 5). Asimismo, algunos de los cojinetes del cigüeñal habían roto y saltado permitiendo que la muñequilla se requemase (Fig. 6). Los daños en las piezas principales eran mayores cuanto más alejada era su situación de la bomba de aceite, así, la biela del cilindro n.° 1 permanecía cogida al cigüeñal y sus cojinetes, aunque también con huellas de alguna falta de engrase, no estaban recalentados.

Figura 5. Cilindro 2, semidesmontado, mostrando la rotura de la biela

Figura 6. Muñequilla cigüeñal quemada y restos metálicos sueltos

No se encontraron características típicas de «gripado» del motor, en el que se producen, en general, roturas estáticas de bielas y cilindros sin deformaciones apreciables. En este caso, se encontraron fuertes deformaciones de tipo plástico, producidas por una tracción superior a la carga de fluencia del material a alta temperatura, aplicada durante cierto tiempo, típicamente causadas por un funcionamiento del motor a regímenes altos, incluso superiores al máximo permitido (sobrevelocidad) con una lubricación cada vez más insuficiente.

En general, los cojinetes de bancada del cigüeñal estaban en buen estado y tenían restos de aceite de engrase. En el interior del motor se encontró aceite en cantidad significativamente inferior a la que debería haber tenido en condiciones normales.

En resumen, los daños observados son coherentes con un funcionamiento del motor a un régimen elevado, incluso con una posible sobrevelocidad, a la vez que se estaba produciendo una fuga de aceite que fue dificultando su lubricación y produciendo un excesivo calentamiento de las piezas móviles del motor.

El desmontaje del resto de los componentes del motor y de sus accesorios no reveló la presencia de otros daños ni aportó información adicional a la antes descrita.

1.5. Declaración del piloto

Durante la investigación del incidente, el piloto ha presentado un informe que detalla, entre otros aspectos, los antecedentes del vuelo, la descripción del mismo y algunas conclusiones personales.

Según se indica en este informe, el despegue tuvo lugar aproximadamente a las 13:30 (hora local) por la pista 10 del aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos, después de realizar, sin incidentes, las pruebas de magnetos, regulador, mandos y las demás comprobaciones usuales. Tras el circuito de despegue, el piloto ejecutó una primera reducción de velocidad del motor y ajustó a nivel 3.000 ft, abandonando el circuito del CTR por el punto W.

A continuación, subió a 4.000 ft y, tras 5 minutos escasos de vuelo, estando a unos 4,5 km al oeste de Villaviciosa de Odón, detectó pérdida de empuje y subida de revoluciones de motor por encima de las 2.800 rpm, superior a la máxima admisible. Al intentar bajar este valor, el piloto observó que no respondía el control del paso de hélice y procedió a virar hacia el campo, disminuyendo la potencia al ralentí para limitar posibles daños al motor y comunicando a control la incidencia y su posición. Tras estas operaciones, el piloto efectuó un ensayo de aproximación en planeo y, al comprobar que no garantizaba llegar al aeropuerto, metió gases moderadamente para obtener alguna potencia del motor. Al realizar esta operación, el motor sobrepasó, de nuevo, las 2.800 rpm y se produjeron grandes vibraciones que provocaron la caída de los cubrepaneles del tablero de mandos y entró humo con olor a aceite en la cabina.

Ante estas circunstancias, el piloto decidió realizar un aterrizaje de emergencia, con tren dentro ya que no conocía la rugosidad del terreno elegido, que era un campo de trigo. El aterrizaje se realizó con control y antes del mismo, cortó gases, contacto y batería. Como se ha indicado, la aeronave se deslizó unos 70 m sobre el terreno y se detuvo tras girar unos 60° respecto a la trayectoria.

El piloto abandonó la aeronave ante el posible riesgo de incendio y regresó, posteriormente, con la situación ya controlada, para comunicar su posición a control. Un helicóptero del Servicio de Helicópteros de la Dirección General de Tráfico se presentó en el lugar antes de que hubieran transcurrido 10 minutos.

1.6. Información adicional

1.6.1. *Incidentes similares en la base de datos del NTSB*

En una consulta realizada en la base de datos del National Transportation Safety Board (NTSB) de los Estados Unidos, se han encontrado dos sucesos similares, de referencias LAX96LA270 y SEA07LA172, ocurridos, respectivamente, el 13-07-1996 y el 18-06-

2006, a las aeronaves CESSNA 177RG de matrículas N52185 y N2144Q, en vuelos realizados inmediatamente después de instalar el governor de la hélice. En el primer caso se había desmontado para repararlo por avería y, en el segundo, para una revisión general («overhaul»). La duración de estos vuelos fue de 1:40 y 1:10 h, respectivamente.

En la investigación de estos sucesos, en los que no se produjeron daños personales, se comprobó que, en ambos casos, la unión del governor al motor se había realizado con sólo una junta MS9144-01 y que hubo fuga de aceite del motor a través de esta unión. La fuga provocó, en ambos casos, una pérdida de presión de aceite en el governor de la hélice, con el consiguiente posicionamiento de ésta en paso fino y pérdida de tracción, y una falta de lubricación en el motor, que produjo el sobrecalentamiento de los casquillos de las bielas y de las propias bielas, especialmente en la zona del cigüeñal, que llegó a producir la deformación plástica de alguno de estos elementos y, posteriormente, su rotura.

Según lo establecido en los correspondientes informes del NTSB, la pérdida de presión de aceite en el governor de la hélice y la falta de lubricación en el motor fue causada, en ambos casos, por una fuga de aceite en la unión del governor de la hélice al motor debida a haber instalado sólo una junta MS9144-01 en lugar de una junta Lycoming 72053, la placa Lycoming LW12347 y, sobre ellos, una junta MS9144-01.

1.6.2. *Instalación del governor de la hélice en este caso*

El Centro de Mantenimiento Autorizado (CMA) en el que se había realizado el desmontaje y posterior montaje del governor de la hélice en el avión disponía de la documentación técnica aplicable, que mantenía actualizada mediante suscripción a su edición electrónica en CD-ROM («Avantext TechPubs CD»).

En el curso de la investigación, se comprobó que la edición aplicable del mismo (CD-ROM con las actualizaciones aplicables de abril a junio de 2008) incluía el Manual de Mantenimiento de referencia D991-3-13, denominado «Cardinal RG Series 1971 thru 1975 Service Manual» de fecha 01-09-1972, revisión n.° 3 de fecha 01-09-1974 en el que estaba incluida la revisión temporal n.° 1, y, aparte, las revisiones temporales n.° 2 de fecha 03-10-1994, n.° 3 de fecha 07-01-2000 y n.° 4 de fecha 07-10-2002.

En la fecha en que se produjo el incidente, en el CMA se había recibido ya el CD-ROM con las actualizaciones aplicables en el trimestre siguiente. Se comprobó que incluía la revisión temporal n.° 6 de fecha 15-01-2008, pero no la n.° 5 ni referencia a ella.

Por otra parte, se comprobó que en el Manual de Mantenimiento aplicable a las aeronaves más modernas del mismo tipo, documento de Cessna de referencia D2009-4-13, denominado «Cardinal RG Series 1976 thru 1978 Service Manual» de fecha 02-10-1995, se contemplaba el montaje del governor de la hélice en los mismos términos

que en el D991-3-13, y que se había modificado mediante la revisión temporal nº 6 del mismo, de fecha 01-05-1997.

Consultado el fabricante del avión sobre los manuales aplicables, remitió a la distribución electrónica «on-line» de los mismos; con fecha 14-01-2009, se accedió a dicha edición y se comprobó que era idéntica a la edición en CD-ROM. En particular, también incluía las revisiones temporales n.os 2, 3, 4 y 6 del manual de referencia D991-3-13, y no incluía la n.° 5 ni referencia a ella.

Consultado de nuevo el fabricante sobre este particular, con fecha 29-01-2009 remitió la Revisión Temporal n.° 5 de fecha 11-07-2005, que se incluye en el Apéndice A, con una nota en la que se indicaba que «será incorporada en el Manual en una fecha posterior». Fue entonces cuando se tuvo confirmación de la existencia de esta revisión temporal y se comprobó que era similar a la n.° 6 del manual de referencia D2009-4-13.

Se ha comprobado que en la difusión en CD-ROM actualmente en vigor de la edición electrónica del Manual de Mantenimiento de referencia D991-3-13 está incluida la revisión temporal n.° 5 del mismo. Sin embargo, no está incluida aún en la difusión on-line.

1.6.3. *Criterios de sobrevelocidad de la hélice y el motor*

Como se ha indicado en 1.5, el piloto de la aeronave informó de que el régimen del motor había subido por encima de 2.800 rpm, de manera que se excedió el régimen máximo de 2.700 rpm para el que se ajustan el tipo motor y de hélice que equipaban el avión.

En lo que a la hélice se refiere, su fabricante, McCauley, establece los criterios de inspección para hélices que han estado sometidas a condiciones de sobrevelocidad en la Service Letter 1998-23, de fecha 21-09-1998 y que se incluye en el Apéndice D. En particular, para hélices instaladas en motores alternativos que no hayan superado en un 15% el régimen máximo (de despegue) para el que están ajustadas, establece que debe realizarse una inspección visual externa general de la hélice y no se requieren acciones adicionales.

Por otra parte, el mecanismo de cambio de paso de las palas de la hélice dispone de unos topes físicos que limitan el régimen de giro de este tipo de hélices a 2.800 rpm, aproximadamente. Este régimen es sensiblemente inferior a las poco más de 2.980 rpm que corresponderían a una sobrevelocidad del 15%, en este caso.

En lo que al motor se refiere, su fabricante, Lycoming, establece los criterios de inspección para motores que han estado sometidos a condiciones de sobrevelocidad en el Mandatory Service Bulletin No. 369J, de fecha 22-11-2004 y que también se incluye en el Apéndice D. Por una parte, define la expresión «sobrevelocidad momentánea» como «un incremento de no más del 10% del régimen máximo para el que está ajustado el motor durante un período que no exceda de 3 segundos» y establece que

es admisible una sobrevelocidad instantánea en aeronaves de ala fija; por otra parte, establece criterios de inspección dependiendo de que se haya producido una sobrevelocidad inferior o igual al 5%, entre el 5 y el 10%, o superior al 10%, del régimen máximo para el que está ajustado el motor. En particular, para los motores del tipo que equipaba el avión que no hayan superado en un 5% el régimen máximo para el que están ajustados, establece que deben determinarse las causas de la sobrevelocidad y corregirlas; en este caso el régimen sería de 2.835 rpm.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El piloto de la aeronave describió una situación en la que el régimen del motor había subido por encima de 2.800 rpm, de manera que se excedió el régimen máximo de 2.700 rpm para el que se ajustan el tipo motor y de hélice que equipaban el avión, no respondía al control de paso de la hélice y solamente se redujo el régimen de giro cuando puso el mando de gases en la posición de ralentí. Posteriormente, cuando aumentó los gases moderadamente, el motor sobrepasó de nuevo las 2.800 rpm, se produjeron fuertes vibraciones y entró humo con olor a aceite en la cabina.

La inspección de los elementos del grupo motopropulsor reveló, por una parte, la existencia de una fuga de aceite en el acoplamiento del governor al motor; por otra parte, como se ha descrito en 1.4.3, la inspección del motor puso de manifiesto que este había sufrido daños coherentes con un funcionamiento a un régimen elevado, incluso con una posible sobrevelocidad, a la vez que se estaba produciendo una fuga de aceite que fue dificultando su lubricación y produciendo un excesivo calentamiento de las piezas móviles del motor. Finalmente, en la inspección del governor de la hélice se concluyó que, aunque la fuga de aceite había afectado a su funcionamiento, no se había producido fallo de tipo alguno en el mismo.

De acuerdo con los criterios de inspección establecidos por sus respectivos fabricantes para motores y hélices que han estado sometidos a condiciones de sobrevelocidad, en la situación descrita por el piloto se habría producido una sobrevelocidad momentánea o, como mucho, una sobrevelocidad inferior al 5% del régimen máximo para el que está ajustado el motor. En estas condiciones, no deberían haberse producido los daños encontrados en el motor por el efecto exclusivo de la sobrevelocidad de motor y hélice.

A la vista de estas consideraciones, se puede concluir que los daños encontrados en el motor de la aeronave tuvieron su origen en una fuga de aceite del motor, producida en la zona del acoplamiento del governor de la hélice al motor; esta fuga dio lugar a una reducción paulatina de la cantidad de aceite en el motor, con la consiguiente reducción del flujo de aceite destinado a la lubricación del motor, mientras que el governor seguía recibiendo un flujo suficiente para su funcionamiento, por recibir el aceite directamente de la bomba de aceite del motor. En estas condiciones, se produjo un sobrecalentamiento en las piezas móviles del motor, con un aumento de su par resistente y una tendencia a reducir su régimen de giro; como consecuencia de la

reducción del régimen de giro, el governor de la hélice reaccionó reduciendo el paso de las palas. Debido a que el motor no recuperaba el régimen de giro, es probable que el governor actuara de manera que el paso de las palas de la hélice se redujo al máximo de forma prácticamente instantánea, pudiendo llegar estas a sus topes físicos, con el consiguiente aumento brusco del régimen de giro; esto agravó los daños que ya se estaban produciendo en las piezas móviles del motor.

En el caso que nos ocupa, es de aplicación lo establecido en la Service Instruction (SI) No. 1438A de Lycoming, de fecha 09-12-2005, en el sentido de que con determinados governor de hélice es necesario realizar el montaje del mismo en el motor, con dos juntas y una placa intermedia, para eliminar la posibilidad de fugas de aceite entre el governor y la caja de accesorios del motor. Así, al haberse realizado en este caso la instalación con una sola junta, se produjo una fuga que, al menos inicialmente, debió ser pequeña y de desarrollo lento, dada la cantidad de aceite recuperado en la inspección, el tiempo transcurrido desde el arranque del motor hasta que el piloto detectó la sobrevelocidad, la magnitud de las deformaciones en los elementos internos del motor, y el hecho de que la bomba de aceite del motor y el governor de la hélice siempre tuvieron aceite suficiente para su funcionamiento.

Por otra parte, debido a que el governor de la hélice se considera como componente de la aeronave, el Manual de Mantenimiento de esta debe incluir las instrucciones para su correcta instalación y, como se ha indicado en 1.6.2, en este caso, aunque se había incluido en el manual la modificación correspondiente como revisión temporal n.° 5, esta no se había difundido a los usuarios que accedían a éste a través de su distribución electrónica. Se considera esto como un factor contribuyente para que se produjera el incidente.

3. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Debido a que, como se ha indicado en el último párrafo de 1.6.2, se ha comprobado que el fabricante del avión aún no ha incluido en la distribución «on-line» de la edición electrónica del Manual de Mantenimiento de referencia D991-3-13, la revisión temporal n.° 5 del mismo, se considera necesario emitir la siguiente Recomendación de Seguridad:

REC 15/2011. Se recomienda a Cessna Aircraft Co. que incluya en la distribución "on-line" de la edición electrónica del Manual de Mantenimiento de referencia D991-3-13, denominado "Cardinal RG Series 1971 thru 1975 Service Manual" de fecha 01-09-1972, revisión nº 3 de fecha 01-09-1974, la revisión temporal nº 5 del mismo, de fecha 11-07-2005, además de las revisiones temporales ya incluidas en dicha distribución.

El fabricante ha informado que está de acuerdo con esta recomendación.

APÉNDICE A

Cardinal RG Series 1971 thru 1975 Service Manual:

– 13-7 a 13. Propeller Governor
– Temporary Revision Number 5

APÉNDICE B
Service Instruction (SI) No. 14381, de Lycoming

APÉNDICE C

Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) NE-06-08 Federal Aviation Administration (FAA) de los Estados Unidos

APÉNDICE D

Criterios de sobrevelocidad de la hélice y el motor:

– Service Letter 1998-23, de McCauley
– Mandatory Service Bulletin No. 369J, de Lycoming

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Martes, 23 de diciembre de 2008; 08:30 h[1]**
Lugar	**Aeropuerto de Pamplona (Navarra)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-KVQ**
Tipo y modelo	**PIPER PA 46-310 P «Malibú»**
Explotador	**Privado**

Motores

Tipo y modelo	**TELEDYNE CONTINENTAL TSIO-520-BE2G**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**40 años**
Licencia	**Piloto comercial de avión (CPL)**
Total horas de vuelo	**504:51 h**
Horas de vuelo en el tipo	**25:34 h**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**1**
Pasajeros			**2**
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Menores**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – Vuelo privado**
Fase del vuelo	**Despegue – Aborto de despegue**

INFORME

Fecha de aprobación	**9 de junio de 2011**

[1] Todas las referencias horarias indicadas en este informe se realizan en la hora local, salvo que se especifique expresamente lo contrario.

1.- INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1.- Descripción del suceso

El día 23 de diciembre de 2008, la aeronave PIPER PA 46-310 P «Malibú», con matrícula EC-KVQ, se disponía para realizar un vuelo con origen en el aeropuerto de Pamplona (Navarra) y destino el aeropuerto de Sabadell (Barcelona), con un piloto y dos pasajeros a bordo. En el aeropuerto de Pamplona estaba activado el Procedimiento de Baja Visibilidad debido a la existencia de niebla y heladas.

En el Plan de Vuelo presentado por el piloto figuraba «Y» en la casilla correspondiente a «Reglas de Vuelo», indicando que se iniciaría de acuerdo con las de vuelo instrumental (IFR) y continuaría de acuerdo con las de vuelo visual (VFR). El despegue estaba previsto para las 07:30 h y la duración del vuelo se estimaba en una hora y doce minutos.

La salida se demoró por problemas con el arranque del motor de la aeronave; finalmente, despegó a las 08:27 h por la pista 33.

Cuando la aeronave estaba en la cabecera de la pista, la Torre de Control le comunicó las condiciones meteorológicas reinantes: viento en calma, visibilidad 200 m, alcance visual en la pista 33, 550 m, visibilidad vertical 100 ft, temperatura –3 °C, punto de rocío –4 °C y QNH 1.021 hPa.

De acuerdo con la información suministrada por el piloto, la carrera de despegue se realizó sin problemas y la aeronave rotó a la velocidad indicada de 80 kt. Una vez la aeronave en el aire y alcanzados los 90 kt de velocidad indicada, el piloto comprobó que la indicación de velocidad vertical era cero, cuando debería corresponder a un régimen de ascenso positivo, y que el avisador acústico de pérdida sonaba de forma continua; además, observó que tenía la pista a la vista, con la aeronave a unos 2 m de altura. Ante el riesgo de adentrarse en la niebla con régimen de ascenso nulo decidió volver inmediatamente al suelo y frenar «por derecho»; cortó gases, puso morro abajo para mantener la velocidad y tomó tierra sobre el tren de aterrizaje principal.

Figura 1. Vista desde el final de la pista

Una vez en tierra, las ruedas se bloquearon al aplicar los frenos, cortó la mezcla, y fue soltando y aplicando sucesivamente los frenos para evitar la disminución de adherencia al suelo por deslizamiento; en la zona de

hormigón del final de la pista, aparentemente cesó esta adherencia. En esta última zona, el piloto desvió ligeramente la dirección de la aeronave hacia la derecha, utilizando frenos y timón de dirección, para evitar chocar con las luces de la pista. Por último, la aeronave salió por el final de la pista a la zona de tierra, donde resbaló sin control del piloto, dando algunos bandazos, y se detuvo con un ángulo de 60° a la izquierda respecto del eje de la pista.

Una vez que el piloto aseguró la aeronave y comprobó que los otros ocupantes habían resultado ilesos, la abandonaron por sus medios. En la pista fueron recogidos por los servicios de emergencia y llevados a instalaciones del aeropuerto. La aeronave fue remolcada a un hangar del propio aeropuerto y éste se reabrió al tráfico alrededor de las 09:30 h.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

En la inspección realizada a la aeronave después del incidente, una vez recuperada y trasladada a un hangar del propio aeropuerto (Fig. 2), se apreciaron los daños siguientes: rotas las cuatro palas de la hélice, tren de morro plegado, con sus compuertas y mecanismos de accionamiento dañados, capós de motor abollados y bancada de motor deformada.

Figura 2. Aeronave en el hangar

1.3. Información personal

El piloto de la aeronave disponía de licencia de piloto comercial y de piloto privado de avión, con antigüedades de 25-07-2007 y 18-08-2005, respectivamente, y de las habilitaciones de monomotores de pistón (SEP), válida hasta el 18-08-2009, las de polimotores de pistón (MEP) y vuelo instrumental (IR(A)), válidas hasta el 13-02-2009, y la de instructor de vuelo (FI(A)), válida hasta el 26-10-2010. Asimismo, disponía de un certificado médico de clase 1, válido hasta el 07-04-2009.

1.4. Información de aeronave

La aeronave, fabricada en 1986, disponía de un certificado de matrícula provisional de fecha 17-10-2008 y con una validez de tres meses; asimismo, disponía del

certificado de aeronavegabilidad n.° 6792, expedido el 14-11-2008 y con validez hasta el 13-11-2009.

En la fecha del incidente la aeronave contaba con un total de 3.123:50 h totales de vuelo y 966 aterrizajes; el motor contaba con 874 h. Tanto la aeronave como el motor habían sido mantenidos de acuerdo con los requisitos exigidos; para la siguiente intervención de mantenimiento (revisión anual o de 100 horas) tenía un remanente de 22 horas de vuelo o hasta el 03-07-2009, lo que se alcanzara antes.

1.5. Información meteorológica

El METAR de las 8:00 h del día del incidente en el aeropuerto de Pamplona, indicaba: Viento en calma, visibilidad 200 m, alcance visual en las cabeceras 15 y 33: 550 m, tiempo presente: niebla engelante, visibilidad vertical: 100 ft, temperatura: –3 °C, punto de rocío: –4 °C y QNH: 1.021 hPa. En el de las 08:30 h se mantenían los mismos valores, salvo la visibilidad que había aumentado a 250 m.

Adicionalmente, todos los METAR realizados en dicho aeropuerto entre las 04:30 UTC y las 13:00 UTC del día del incidente, así como el último del día anterior, realizado a las 23:00 UTC, registraron la presencia de niebla engelante.

1.6. Declaración del piloto

El piloto de la aeronave confirmó que había presentado el plan de vuelo con salida instrumental, para el vuelo del día 23-12-2008, desde el aeropuerto de Pamplona al de Sabadell y que, antes del vuelo, había realizado la inspección prevuelo y la prueba en tierra del motor, según el manual correspondiente. Los resultados de estas pruebas fueron satisfactorios y con indicación de todos los parámetros dentro de los márgenes establecidos.

En la inspección prevuelo el piloto había observado que la aeronave presentaba una ligera capa de escarcha helada en su superficie y, en particular, había encontrado algo de hielo en los bordes de ataque de las alas, que había quitado con las manos.

Además de los aspectos incluidos en 1.1, el piloto puntualizó que en ningún momento hubo signos de «desfallecimiento» del motor, que el tiempo transcurrido desde la aplicación de potencia de despegue hasta alcanzar la velocidad de rotación fue el habitual, y que, una vez en el aire, la aeronave requirió una actitud de morro arriba mayor que la habitual.

Finalmente, informó que en la pista también había escarcha con zonas heladas, que el viento estaba en calma y que había visibilidad de noche con niebla severa.

1.7. Comunicaciones

La aeronave estuvo en contacto radio con la Torre de Control del aeropuerto de Pamplona durante todo el vuelo, desde su preparación hasta la llegada de los equipos de emergencia al lugar del incidente.

Los momentos más relevantes de estos contactos fueron, en hora local:

7:26:19 Saludo inicial.
7:26:36 Control autoriza la puesta en marcha e informa sobre la meteorología.
8:07:09 Aeronave comunica retraso en puesta en marcha por problemas de batería.
8:21:19 Aeronave indica listo para rodar y control autoriza a entrar y mantener pista 33.
8:27:15 Control autoriza salida hacia Sabadell y subir a nivel 160, y aeronave colaciona.
8:30:18 Aeronave comunica haber tenido un problema, con salida de la pista, no tiene problemas y está al final de la pista, después del umbral.
8:30:45 Torre envía señalero y comienza contactos con los servicios de emergencia.
8:38:55 Servicios de emergencia comunican estar ya en la aeronave.

1.8. Información sobre sistemas instalados en la aeronave

De acuerdo con la información suministrada por el piloto, cuando la aeronave estuvo en el aire la indicación de velocidad vertical fue siempre cero y el avisador acústico de pérdida sonaba de forma continua. Debido a esto, a la presencia de hielo en la superficie de toda la aeronave y a las condiciones reinantes de niebla engelante, se incluye a continuación una información somera sobre los sistemas correspondientes, con objeto de considerar su posible influencia en las circunstancias que rodearon el incidente.

1.8.1. *Sistema de Pitot- estática*

El sistema de Pitot alimenta al anemómetro (indicador de velocidad) con la presión dinámica obtenida en el tubo de Pitot. Este elemento está instalado bajo el ala izquierda y está calefactado por una resistencia eléctrica.

La presión estática es requerida por el altímetro (mide la presión estática y su variación con la altura), el anemómetro (mide la diferencia entre las presiones dinámica y estática) y el variómetro (mide, en cada instante, la diferencia de presiones entre una caja conectada a la presión estática y otra conectada a la primera a través de un orificio tarado). En el modelo de aeronave del incidente, la presión estática se obtiene de dos tomas, situadas una a cada lado del fuselaje posterior, delante del estabilizador

horizontal. Las salidas de estas tomas se interconectan entre sí, con lo que, al estar a ambos lados del fuselaje se equilibran las presiones en los derrapes y resbalamientos. Una línea única conecta la interconexión de las tomas a los tres instrumentos indicados.

El sistema de estática tiene, además, una toma adicional, situada en la parte central inferior del fuselaje posterior, que se utiliza en caso de fallo de las tomas primarias o de su línea de conexión, por medio de un selector localizado debajo del tablero de instrumentos a la izquierda del piloto y que conecta esta toma a la línea de unión de los tres instrumentos. Además, el sistema dispone de una válvula de drenaje de la línea de estática, situada en el lateral cercano al asiento del piloto.

Las tomas estáticas no disponen de calefacción y están situadas en lugares donde es difícil la formación de hielo. No obstante, el Manual de Vuelo de la aeronave establece que, en caso de que se forme hielo, se debe seleccionar la línea alternativa para mitigar el problema.

1.8.2. *Sistema de aviso de pérdida*

Este sistema está formado por un sensor de sustentación, instalado en el borde de ataque del ala izquierda, un computador que detecta si el equipo está conectado y la posición de los flaps durante las pérdidas, y permite que se active un aviso acústico, con un tono continuo, a una velocidad de cinco a diez nudos por encima de la velocidad de pérdida.

El sensor de sustentación consiste básicamente en un conmutador cuyos contactos son accionados por una placa que es movida por la corriente de aire que circula alrededor del perfil del ala.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El incidente se produjo poco después de irse la aeronave al aire, cuando el piloto decidió volver inmediatamente al suelo y frenar «por derecho», ante el riesgo de adentrarse en la niebla con régimen de ascenso nulo. En esos momentos el avisador acústico de pérdida sonaba de forma continua, y la pista se mantenía a la vista, con la aeronave a unos 2 metros de altura sobre ella.

Respecto de la indicación de régimen de ascenso nulo, pudo producirse porque la aeronave realmente no ascendía o porque, dadas las condiciones atmosféricas reinantes, las tomas de estática se hubieran obstruido debido a formación de hielo en las mismas.

El hecho de que, como se ha indicado en 1.8.1, las tomas de estática están situadas en lugares donde es difícil la formación de hielo, unido a la comprobación visual por parte

del piloto de que la aeronave no ascendía, lleva a considerar que la indicación de régimen de ascenso nulo se produjo, probablemente, porque la aeronave no ascendía.

En lo que se refiere al aviso continuado de pérdida, pudo producirse porque la aeronave realmente volaba a una velocidad próxima a la de pérdida, para la configuración que tenía, o porque, dadas las condiciones atmosféricas reinantes, la placa del sensor de sustentación se hubiese quedado bloqueada, por formación de hielo, en la posición que activa el correspondiente aviso.

Teniendo en cuenta que la posición de reposo de la placa del sensor de sustentación corresponde a la no activación del aviso de pérdida y que la placa estuvo en esa posición desde que se comprobó el funcionamiento del sistema en la inspección prevuelo hasta que la aeronave se fue al aire, se considera que, en el caso de que dicha placa se hubiese quedado bloqueada por formación de hielo, lo hubiera hecho en la posición de reposo y no en la de activación del aviso de pérdida; de aquí que se considere más probable que el aviso continuado de pérdida se produjera porque la aeronave volaba a una velocidad próxima a la de pérdida, para la configuración que tenía en ese momento.

Por otra parte, el piloto informó de que, una vez en el aire, la aeronave requirió una actitud de morro arriba mayor que la habitual; esto se explica en el hecho de que esa actitud podría haber sido necesaria para compensar, con un mayor ángulo de ataque, la pérdida de características aerodinámicas que producía el hielo que recubría las superficies aerodinámicas, a efectos de conseguir la sustentación necesaria para mantener la aeronave en el aire.

Adicionalmente, en el caso de que, dadas las condiciones atmosféricas reinantes, las tomas de estática se hubieran obstruido debido a formación de hielo en las mismas, podría haberse tenido una indicación errónea de la velocidad; si se hubiese producido esto, su efecto habría sido prácticamente despreciable, dada la corta duración del vuelo y el cambio mínimo de altitud que se produjo durante el mismo.

A la vista de lo expuesto en los párrafos anteriores, se considera que el incidente tuvo su origen en la formación de hielo sobre las superficies aerodinámicas de la aeronave; esto dio lugar, por una parte, a una pérdida de características aerodinámicas de las mismas, de manera que la aeronave requirió una actitud de morro arriba mayor que la habitual para mantenerse en el aire, y, por otra, a que la aeronave no consiguiera ascender más de unos pocos metros sobre la pista. El hecho de aumentar el ángulo de ataque manteniendo la velocidad puso la aeronave en condiciones próximas a la pérdida, que no desaparecieron hasta que la aeronave volvió al suelo.

Se considera muy poco probable que se obstruyeran las tomas de estática, debido a formación de hielo, y/o que la placa del sensor de pérdida se hubiese quedado bloqueada, por formación de hielo, en la posición que activa el correspondiente aviso.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Martes, 25 de agosto de 2009; 14:30 h local**
Lugar	**Aeropuerto de Ibiza**

AERONAVE

Matrícula	**N31145**
Tipo y modelo	**PIPER PA 46-500TP «Malibú»; n.° serie 46-97215**
Explotador	**Privado**

Motores

Tipo y modelo	**PRATT & WHITNEY PT6A-42A**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**54 años**
Licencia	**Piloto comercial de avión**
Total horas de vuelo	**Sin datos**
Horas de vuelo en el tipo	**Sin datos**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**1**
Pasajeros			**1**
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Daños en la cubierta y llanta de la pata de morro**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – Vuelo privado**
Fase del vuelo	**Ascenso a nivel o altitud de crucero**

INFORME

Fecha de aprobación	**9 de junio de 2011**

[1] Todas las referencias horarias indicadas en este informe se realizan en la hora local, salvo que se especifique expresamente lo contrario.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La programación de vuelos para el martes 25 de agosto de 2009 de la aeronave PIPER PA 46-500TP, matrícula N31145, incluía dos vuelos: uno de ida, a primera hora, desde Lausana (Suiza) a Ibiza (Islas Baleares) y otro de vuelta al punto de origen.

Según el informe del piloto, el vuelo de ida se desarrolló sin ninguna incidencia.

Tras cumplir el objetivo previsto de recoger a una pasajera, el vuelo de regreso se inició con condiciones meteorológicas adecuadas para el vuelo, sin nubes ni viento y con una temperatura alta. El despegue se realizó a las 13:56 h utilizando la pista 24 del aeropuerto de Ibiza. Después se solicitó subida a 3.000 ft.

Durante el ascenso, el piloto observó que permanecía encendido el aviso rojo «GEAR» (tren de aterrizaje) en el panel de avisos, indicativo de que el tren no estaba arriba completamente, aunque las puertas del tren pudiesen estar cerradas (según definido en el Manual de Vuelo de la aeronave).

Seguidamente, tras pedir autorización para abandonar el nivel, el piloto disminuyó la velocidad a los límites adecuados para poder bajar y subir el tren. En la primera operación, el piloto comprobó que al bajar el tren se encendieron la tres luces verdes del indicador de tren, indicando tren abajo y blocado, y al subirlo se iluminó, de nuevo, el aviso rojo «GEAR».

El piloto pidió a la pasajera que observase las dos patas del tren principal, visibles desde el asiento posterior que ocupaba y repitió el ciclo de tren por tres veces ajustando la velocidad a los límites especificados en el manual de vuelo, siempre con el mismo resultado descrito anteriormente.

Al final de estas maniobras, decidió volver al aeropuerto de Ibiza informando del problema. En la fase final de la aproximación, el piloto comprobó que tras bajar el tren las luces verdes de tren se habían encendido y decidió realizar una recogida larga, aterrizando suavemente.

Una vez que la aeronave había decelerado lo suficiente, el piloto intentó abandonar la pista por la derecha accionando el timón de dirección hacia ese lado y, de forma imprevista, la aeronave se detuvo en seco. Tras algunos intentos para abandonar la pista, el piloto constató que la aeronave no podía salir por sí sola.

El piloto comunicó la situación al control, solicitando la ayuda de los servicios de emergencia y, tras parar el motor y asegurar la aeronave, los dos ocupantes, ilesos, la abandonaron por sus propios medios.

Al llegar los servicios de emergencia, comprobaron que la aeronave presentaba, en general, un buen estado pero que la rueda del tren de morro estaba girada 90º respecto al eje longitudinal de la aeronave, con la cubierta destrozada y la llanta desgastada por el roce con el pavimento.

Se observó, además, que los brazos de la tijera del tren de morro (mecanismo que transmite al tren superior los pares producidos en la rueda y que permite limitar el recorrido del amortiguador según el valor del apoyo en tierra de la rueda) se habían soltado.

1.2. Información adicional de la aeronave y del piloto

La aeronave disponía de Certificado de Aeronavegabilidad, en vigor, categoría «normal», designación n.° ODARF-511281-CF, expedido por la FAA el 9 de agosto de 2005.

El manual de mantenimiento del fabricante indica que la inspección del tren de morro, incluidos sus elementos, se realizaran cada 100 h. Esta inspección contempla el estado del par de apriete de los tornillos.

El programa de mantenimiento seguido sobre la aeronave registra las siguientes revisiones:

Tipo de revisión	Fecha	TSN (Time Since New)
100 h	12-02-2009	414
200 h	08-04-2009	433

Antes del vuelo del incidente, la aeronave, fabricada en 2005, tenía acumuladas un total de 500 horas de vuelo.

1.3. Inspección de la aeronave

La Figura 1 muestra una fotografía del tren de morro, después del incidente, visto desde la proa de la aeronave. En ella, se observa que, como ya se ha indicado, la rueda del tren está cruzada 90° respecto

Figura 1. Pata de morro

al eje longitudinal de la aeronave; que los brazos de la tijera del tren, identificados en la figura, están separados, apuntando el superior en la dirección de la proa y el inferior hacia el lado derecho de la aeronave; y que el neumático de la rueda está prácticamente destrozado.

Asimismo, se encontró sujeto al brazo inferior, pero sin tuerca, el tornillo que, en condiciones normales, debe mantener unidos los brazos de la tijera a través de sus orejetas. En condiciones normales, el tornillo tiene una tuerca almenada asegurada con un pasador de aletas. Ninguno de estos elementos fue encontrado en la inspección visual.

Figura 2. Detalle tornillo

La figura 2 muestra la instalación correcta del tornillo de unión y la tuerca almenada que mantienen unidos los dos brazos de la tijera.

Como se puede observar en la figura, dicho tornillo no muestra ninguna deformación u otra señal de haber estado sometido a esfuerzos excesivos ni en su caña ni en el orificio para el pasador de aletas. Tampoco muestra ningún daño en la zona de su rosca.

El estado descrito del tornillo recuperado indica que, con toda probabilidad, la separación de los brazos se produjo al desenroscarse su tuerca.

2. ANALISIS Y CONCLUSIONES

Los hechos analizados en los apartados anteriores y los resultados obtenidos en las inspecciones realizadas han conducido a las siguientes conclusiones:

- El incidente se produjo debido a que los brazos de la tijera del tren de morro llegaron a separarse. Esta separación provocó que el conjunto de la rueda de morro y su herraje de unión a la parte inferior del amortiguador de la pata girase en tierra sobre el eje de éste hasta una posición perpendicular a la trayectoria. Por la posición de la rueda en la Figura 1, el giro se produjo a la derecha y es coherente con la acción del piloto de abandonar la pista.
- El buen aspecto, integridad y características del tornillo de unión de los brazos recuperado, sin señales de daños ni deformaciones ni en su caña ni en el orificio para el pasador de frenado, ni tampoco en su zona de rosca, demuestran que la separación indicada no ocurrió a consecuencia de posibles sobrecargas en el sistema del tren de morro.

- La separación de los brazos se produjo debido a la pérdida de la tuerca del tornillo de unión de los brazos, a pesar de que ésta debía ser almenada y disponer de un pasador de aletas para su frenado.
- Ninguno de estos elementos (tuerca y pasador) ha sido encontrado después del suceso y, por tanto, ninguno ha podido ser analizado. No obstante, a la vista del buen estado del tornillo recuperado, se ha considerado que la pérdida de la tuerca, y consiguiente separación de los brazos de la tijera, se produjo debido a un aflojamiento progresivo de la tuerca sobre el tornillo por fallo previo del pasador. Este fallo pudo deberse a la rotura del pasador por utilizarse un material incorrecto, a un montaje defectuoso del propio pasador o a que éste no hubiera sido instalado.
- Probablemente la tuerca se desprendió durante la carrera de despegue y la desalineación de los brazos de la tijera que ocasionó fuera el motivo por el que se produjo el aviso en cabina al recoger el tren.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Viernes, 2 de julio de 2010; 10:50 h local[1]**
Lugar	**Aeropuerto de Sabadell (Barcelona)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-LDP**
Tipo y modelo	**PIPER PA-28-235**
Explotador	**Aircambrils**

Motores

Tipo y modelo	**LYCOMING O540-B4B5**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**35 años**
Licencia	**Piloto comercial de avión (CPL(A))**
Total horas de vuelo	**1.426 h**
Horas de vuelo en el tipo	**276 h**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**2**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general**
Fase del vuelo	**Maniobrando – Descenso en emergencia**

INFORME

Fecha de aprobación	**9 de junio de 2011**

[1] La referencia horaria del informe es la hora local. Para hallar la hora UTC deben restarse dos unidades.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El avión PIPER PA-28-235 de matrícula EC-LDP, perteneciente a la empresa AIRCAMBRILS, despegó del aeropuerto de Sabadell para realizar un vuelo local consistente en un circuito alrededor del aeródromo, con el fin de renovar el certificado de aeronavegabilidad.

A bordo iban el piloto y un inspector de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA).

El tiempo era bueno, con viento flojo y variable de 2 a 4 kt de intensidad, temperatura de 28 °C, humedad relativa del aire 35% y temperatura de punto de rocío de 11 °C.

De acuerdo con la información facilitada por el piloto, el despegue se realizó por la pista 13 y el ascenso se realizó a razón de 1.500 ft/min, de manera que cuando viraron a viento cruzado, estaban a 1.500 ft de altitud. Al virar a viento en cola izquierda alcanzaron los 2.000 ft manteniendo esta altitud durante el primer tercio del tramo de viento en cola. Una vez alcanzada esa altitud el piloto redujo potencia manteniendo el paso fino de la hélice durante todo el tiempo.

En ese momento, y a requerimiento del inspector se realizó la maniobra de aproximación a la pérdida sin motor, con el propósito de comprobar el correcto funcionamiento del avisador de pérdida.

La maniobra se hizo poniendo mezcla rica, bomba eléctrica y calefacción al carburador y duró aproximadamente 5 s. Al acelerar para recuperar el avión, el motor no respondió y se paró. A continuación el piloto comunicó la parada de motor e indicó que se iba a dirigir al campo. El servicio de control le autorizó a aterrizar inmediatamente y le informó del viento en la zona. El piloto se dirigió a la cabecera 31, que era la que tenía más cerca. Alcanzó los 76 kt de velocidad indicada y el avión comenzó a perder altura. El piloto confirmó que durante el tiempo que duró la emergencia no hizo ningún intento por arrancar el motor al considerar que no disponía de tiempo suficiente.

La toma de tierra se realizó en un campo situado al este de la cabecera 31 y cercano a ésta. El avión quedó con el eje longitudinal orientado aproximadamente a 340° respecto al norte magnético.

Los ocupantes resultaron ilesos y abandonaron la aeronave por sus propios medios. El avión sufrió daños importantes que afectaron tanto a su estructura (parte inferior del fuselaje, planos y tren de aterrizaje principalmente), como al motor, del cual se desprendieron alguno de sus componentes como el carburador.

Figura 1. Fotografía del avión

Las distintas posiciones captadas por el radar permitieron reconstruir la trayectoria aproximada del avión, como se puede ver en la figura 2[2].

Figura 2. Trayectoria aproximada

[2] Fotografía tomada de Google Earth.

1.2. Información personal

El piloto, de 35 años de edad tenía licencia de piloto comercial de avión, CPL(A) desde el año 2005. Contaba con las habilitaciones de clase para vuelo agroforestal, vuelo instrumental IR(A), avión multimotor terrestre MEP (land) e instructor de vuelo FI(A). Tanto la licencia, como las habilitaciones y el correspondiente certificado médico estaban en vigor.

Su experiencia era de 1.426 h adquiridas en 17 aviones diferentes, de las cuales 276 h las había realizado en el tipo.

El inspector de la AESA tenía una dilatada experiencia realizando inspecciones en vuelo similares a lo largo de 35 años.

1.3. Información sobre la aeronave

1.3.1. *Información general*

El avión PIPER PA-28-235 de matrícula EC-LDP fue fabricado en 1.971 con número de serie 287110019. Estaba dotado de un motor LYCOMING O-540-B4B5.

Este avión estuvo volando en Francia con matrícula F-BVVX, y el último certificado de aeronavegabilidad expedido por la autoridad francesa tenía fecha del 2 de abril de 2009.

El 9 de noviembre de 2009 la AESA había emitido un certificado de revisión de la aeronavegabilidad válido hasta el 2 de mayo de 2010. El vuelo se estaba realizando precisamente para su renovación.

1.3.2. *Mantenimiento*

La última revisión de mantenimiento realizada en Francia coincidió con la revisión de 100 horas, cuando el avión contaba con 4.779 h.

La primera revisión de mantenimiento en España fue una revisión de 50 horas, que se completó el 18 de diciembre de 2009 cuando el avión tenía 5.543 h de funcionamiento. De acuerdo con la orden de trabajo se realizaron una serie de tareas programadas relativas a comprobaciones y revisiones en los sistemas de ignición, inducción, lubricación, escape y refrigeración del motor. Se comprobó también la estanqueidad de los cilindros y se inspeccionó el governor.

La última revisión de mantenimiento se completó el 7 de junio de 2010 cuando el avión contaba con 5.565 h coincidiendo con la revisión de 100 horas, hecha por calendario.

En esta última revisión, se realizaron las siguientes tareas programadas en el motor:

- Revisión del sistema eléctrico: revisión del cableado, abrazaderas y conexiones. Desmontar las bujías, probarlas, limpiarlas y girarlas.

- Revisión del sistema de combustible.
- Revisión del sistema de lubricación: drenaje y cambio de aceite.
- Magnetos: comprobar los ruptores, ver la separación y si están engrasados. Comprobar la sincronización.
- Comprobar los accesorios del motor: bombas y sensores de temperatura y presión.
- Cilindros: comprobación visual para ver si tienen grietas.
- Comprobar bancada: tornillos y cojinetes en buen estado.
- Boquillas del cebador: desmotar y comprobar que suministran el mismo flujo.
- Boquillas de los inyectores y líneas: comprobar el par. Ver si hay fugas en las líneas de conducción.
- Carburador: comprobar el control de potencia.

Además de las tareas en el motor, la revisión incluyó una serie de tareas programadas en otras partes del avión. Se llevó a cabo la lubricación de la hélice, la inspección del sistema de extinción de incendios, el desmontaje del tanque interior de combustible e inspección de corrosión, el test de fluidos del fuselaje y el ala, la lubricación de todos los rodamientos, la lubricación del sistema de fricción del estabilizador, la inspección interna de los flaps, la sustitución de la bomba y el filtro del sistema de vacío, la sustitución del filtro del giróscopo, la inspección del tren de aterrizaje, la inspección del estabilizador horizontal y la sujeción de los asientos.

1.3.3. *Información sobre el procedimiento de aproximación a la pérdida sin motor*

El Manual de vuelo del avión indica que el procedimiento de aproximación a la pérdida sin motor se realizará siguiendo los siguientes pasos:

- Antes de iniciar la maniobra tener una altura de seguridad de 3.500 ft (AGL) y efectuar virajes de barrido para cerciorarse de que no hay obstáculos en las proximidades.[3]
- Retrasar la palanca de gases progresivamente.
- Poner la mezcla rica.
- Cuando la velocidad disminuya a 80 KIAS poner un punto de flaps.
- Establecer un planeo a 75 KIAS y compensar el avión.
- Subir el morro por encima del horizonte 15° y mantener el rumbo inicial.
- Cuando suene la bocina del avisador de pérdida ceder palanca de mando y situar la palanca de gases al máximo.
- Con el morro del avión por debajo del horizonte y al alcanzar 80 kt, llevar el morro del avión a la posición de línea de vuelo, subir flaps y alcanzar 85 KIAS. Finalmente variar la posición de la palanca de gases y el paso de la hélice hasta que las revoluciones del motor se sitúen entre 2.350 rpm y 2.400 rpm.

[3] Esta altura de seguridad aparece en la práctica totalidad de los manuales de vuelo, por lo que se considera estándar.

1.3.4. *Información sobre el uso de la calefacción al carburador en el motor*

En el manual del avión no aparecen recomendaciones sobre el uso de calefacción del carburador.

De acuerdo con lo expresado en el manual del motor LYCOMING O540-B4B5, bajo ciertas condiciones de humedad atmosférica (humedad relativa de 50% o más), y a temperaturas entre 20 °F y 90 °F (entre –6,6 °C y 32,2 °C) es posible la formación de hielo en la entrada al carburador en cualquier época del año, incluso en verano.

Para evitar la formación de hielo, todos los motores están equipados con un sistema de precalentamiento de la alimentación de aire que entra al carburador. Calentar el aire sirve para reemplazar la pérdida de calor debida a la vaporización del combustible. De esta manera se evita que la temperatura de la cámara de mezcla pueda bajar hasta el punto de congelación del agua (32 °F - 0 °C).

El precalentador de aire es un tubo a través del cual pasa el conducto de escape del motor, de manera que el aire que fluye entre ambas superficies eleva su temperatura antes de entrar en el carburador.

El manual del motor establece cuál es el uso de la calefacción del carburador:

a) Operaciones de Tierra. Sólo debe de utilizarse la calefacción al carburador sobre el terreno para asegurarse de que esté funcionando correctamente.
b) Despegue. La posibilidad de formación de hielo en el carburador en el despegue es remota. Hay que poner la palanca de calefacción al carburador en la posición de frío.
c) Ascenso. En el ascenso con potencias superiores al 80% no se debe poner la palanca calefacción al carburador. No obstante, si fuera necesario suministrar calefacción al carburador para prevenir la formación de hielo en algún caso, debido a las condiciones atmosféricas, es posible que el motor presente problemas en su funcionamiento debido al efecto que produce el exceso de aire caliente sobre la mezcla. Cuando esto ocurra se debe de empobrecer la mezcla lo suficiente para un funcionamiento suave del motor, y quitar la calefacción al carburador cuando las condiciones para la formación de hielo hayan desaparecido.
d) Vuelo en crucero. Durante el vuelo normal, tampoco se debe poner calefacción al carburador. En los días húmedos o nublados, independientemente de la temperatura del aire exterior se debe de estar atento a una posible pérdida de potencia (bajada de revoluciones o de presión de admisión). En este caso se debe aplicar calefacción al carburador y disminuir la aceleración para limitar un aumento excesivo de las revoluciones. Esto dará lugar a una ligera disminución de la presión de admisión, que se recuperará cuando se derrita el hielo que eventualmente se pudiera haber formado.
e) Aproximación para el aterrizaje. Al realizar la aproximación para aterrizar no se debe de llevar puesta la calefacción al carburador generalmente, excepto si hubiera condiciones de humedad y temperatura propias para la formación de hielo.

El Manual de operación del motor, refiriéndose al uso de la calefacción del carburador, también avisa de que deben evitarse temperaturas elevadas del aire de admisión durante periodos prolongados debido a la pérdida de potencia y al cambio en la proporción aire-combustible que originan. Temperaturas elevadas del aire de admisión favorecen fenómenos de pre-ignición y detonación que pueden resultar en una reducción de la vida útil del motor.

1.4. Información sobre el aeropuerto

El aeropuerto de Sabadell (LELL) tiene la categoría 2-B[4] de OACI. Su plan director fue aprobado por la ORDEN FOM/15638/2001, y según consta en el mismo, es un aeropuerto abierto a todo tipo de aeronave ligera en condiciones VFR y tráfico tanto nacional como internacional. Dispone de una pista de vuelo pavimentada designada como 13-31, que tiene unas dimensiones de 900 × 30 m, de una calle de rodadura paralela, y de dos plataformas, una de hormigón de 12.000 m^2 situada al norte del campo de vuelos que sirve también como helipuerto, y otra de 11.000 m^2, asfaltada ubicada al sur.

Figura 3. Plano del aeródromo

[4] (2) Longitud de campo de referencia de 800 a 1.200 m. (B) Envergadura de 15 a 24 m, y vía del tren de 4,5 a 6 m.

Según la información recogida en el AIP (Publicación de Información Aeronáutica), su punto de referencia tiene como coordenadas 41° 31′ 15″ N – 2° 6′ 18″ E y una elevación de 147,88 m (485 ft).

1.5. Inspección posterior al accidente

Se realizó una inspección general de la aeronave. El plano izquierdo estaba separado del resto porque se había desmontado para su traslado al hangar donde estaban depositados los restos.

Se verificó el funcionamiento de los mandos de vuelo y no se hallaron deficiencias ni en los cables que transmiten el movimiento, ni en las uniones, ni en ningún otro tipo de elemento.

A continuación se llevó a cabo una inspección detallada del motor para tratar de averiguar si se había producido algún fallo en su funcionamiento que hubiera originado su parada.

Al desmontar la carcasa para realizar una primera inspección visual se comprobó que el carburador estaba arrancado como consecuencia del golpe y que las barras que lo mantenían anclado a la estructura del motor presentaban grandes deformaciones, estando una de ellas partida.

El sistema de escape del motor no presentaba ninguna rotura ni estaba deteriorado.

El sistema de admisión de aire estaba partido debido al impacto contra el suelo. Se desmontaron el filtro del aire, la campana de admisión y las tuberías y no se detectó que ninguno de los elementos que componen el sistema estuviera mal instalado o suelto.

En las tuberías que proporcionan la calefacción al carburador no se detectaron fisuras ni por fuera ni por dentro. Por el contrario, la tubería de plástico que va hacia el filtro de aire estaba rota, y tanto el alojamiento como el propio filtro estaban deformados debido al impacto contra el suelo.

Se inspeccionó la zona de alojamiento de los cilindros y todos los tornillos que los sujetaban comprobando que todos estaban montados con el apriete adecuado. Se comprobó la compresión de los mismos, obteniendo como resultado una compresión media de 70 psi, que quedaba dentro de los límites normales de funcionamiento. El motor estaba adecuadamente lubricado.

Se repasó a continuación todo el sistema de encendido, y para ello se desmontaron las bujías, constatándose que no había ninguna que estuviera engrasada. Los electrodos centrales de todas ellas presentaban forma ovalada, lo que quiere decir que estaban desgastados mas allá de lo recomendado en el manual del fabricante. En estas condiciones las bujías producen una la chispa más débil de lo normal. También se constató que todas

ellas estaban más sucias de lo que cabría esperar para un avión que había pasado recientemente la revisión de mantenimiento de 100 horas. No obstante, se comprobó que la tensión suministrada por los cables en rampa a las bujías era la adecuada.

Se comprobó también el punto de calaje de las magnetos con el motor («engine timing marks»), resultando un punto de calaje de 25, lo que quiere decir que estaban bien caladas. No obstante se constató que la magneto derecha suministraba un poco menos de corriente que la magneto izquierda, pero dentro de los límites normales.

La separación de los platinos en la magneto derecha era 0,14" y en la magneto izquierda 0,15". De acuerdo con el manual de la magneto, la separación debería de ser 0,18" ± 0,006", por lo que en ambos casos estaba por debajo del límite, lo que se traduce en que el tiempo durante el cual se dejaba pasar la corriente era menor que el nominal. También se detectó que en una de las magnetos los platinos estaban impregnados de aceite, lo que dificultaba el paso de la corriente.

La llave selectora de combustible en cabina tiene cinco posiciones, que de izquierda a derecha coinciden con la de corte de combustible, depósito exterior izquierdo, depósito interior izquierdo, depósito interior derecho y depósito exterior derecho. Estaba seleccionado el suministro por parte del depósito exterior izquierdo.

La válvula de combustible, quedó arrancada después del impacto y estaba en el suelo de la cabina, detrás de los asientos de la tripulación. Se constató que la posición de la válvula coincidía con la de la llave selectora en cabina, y que todavía tenía un poco de combustible alojado en el filtro de salida. Se desmontó, pero no observó ningún tipo de obstrucción. Los topes de selección también estaban en buenas condiciones.

Posteriormente, se realizó una prueba funcional a la bomba de combustible de acuerdo con lo estipulado en el Boletín de Servicio 540A (SB 540A) del fabricante, y se comprobó que funcionaba correctamente. La presión de funcionamiento era de 6 psi (dentro de lo normal).

Durante la inspección posterior al accidente, también se realizó una inspección documental de los registros de mantenimiento que conservaba la empresa mantenedora de la aeronave. Se constató que las revisiones de mantenimiento se habían realizado dentro de los plazos establecidos y que se habían implementado tanto las directivas de aeronavegabilidad fijadas por la autoridad, como los boletines de servicio del fabricante aplicables.

1.6. Información orgánica y de dirección

1.6.1. *Procedimiento de renovación del certificado de aeronavegabilidad*

De acuerdo con la información facilitada por la Oficina de Seguridad en Vuelo n.° 4 de AESA (con sede en Sabadell), en la fecha del accidente la renovación del certificado de

aeronavegabilidad se realizaba según lo dispuesto en la Instrucción Circular 11-20 B emitida por la Dirección General de Aviación Civil el 28 de marzo de 2001. La validez se renovaba por un periodo determinado una vez que se hubieran demostrado cumplidos los requisitos establecidos en la misma circular.

La IC 11-20 B indicaba que la inspección en vuelo para aviación general quedaba a criterio de la OSV a la vista de los resultados obtenidos en la evaluación documental y en la inspección en tierra.

Esta norma también disponía que, en tanto no se establecieran protocolos estandarizados para realizar las inspecciones a cada modelo de aeronave, se utilizaría el protocolo que cada oficina viniera utilizando.

La OSV n.° 4 de AESA informó que no había un procedimiento escrito, y que en la práctica, el criterio que se aplicaba para realizar el vuelo de pruebas durante las inspecciones para renovar el certificado de aeronavegabilidad, respondía a la siguiente lógica:

1. Que el certificado de aeronavegabilidad estuviera caducado.
2. Que la aeronave hubiera completado el ciclo de inspección documental D (que se realizaba primer año), el ciclo de inspección documental D + inspección en tierra T (el segundo año). En este caso el tercer año se hacía una inspección completa, que incluía una inspección en vuelo (V). Una vez cada tres años.
3. Que saliera de una reparación mayor.

Según informó la OSV n.° 4, en este caso se decidió realizar la inspección en vuelo por ser de aplicación el supuesto 1, ya que había caducado el certificado de aeronavegabilidad durante el tiempo que duró el proceso de mantenimiento del avión.

La OSV n.° 4 también informo de que los sistemas que se comprueban en los vuelos de prueba son los siguientes:

1. Comportamiento de los parámetros de motor e instrumentos de vuelo y navegación.
2. Mandos de Vuelo, maniobrabilidad y estabilidad en general.
3. Aviónica (audio, identificación de marcaciones, etc.).
4. Avisos sonoros y/o visuales de seguridad de la aeronave (sobre velocidad, exceso de presión, entrada en pérdida, tren retraído, etc.).

La OSV n.° 4 también informó de que en la mayoría de los vuelos de aeronaves de aviación general, y con la adecuada coordinación entre el inspector y el piloto, la duración de los vuelos de prueba se pueden optimizar haciendo las comprobaciones anteriormente detalladas durante el rodaje y en el circuito de tráfico (principalmente en el tramo de viento en cola una vez alcanzados los 2.000 ft de altitud).

En los casos en los que el piloto lo solicite, parte del vuelo de prueba se suele hacer abandonando el circuito en prolongación de viento cruzado hacia el Este, sobre la zona de Granollers y Cardedeu y a una altura de unos 2.500 ft.

1.6.2. *Vuelos de prueba y la Nueva Normativa Europea*

Con la entrada en vigor de la Parte M del reglamento UE 2042/2003 y sus modificaciones posteriores, el procedimiento de renovación del certificado de aeronavegabilidad ha sido sustituido por el procedimiento de emisión del Certificado de Revisión de la Aeronavegabilidad (ARC). Dentro de las competencias de AESA en este nuevo marco normativo está la realización de revisiones de la aeronavegabilidad asociadas a la emisión del ARC. Estas revisiones de la aeronavegabilidad en determinados casos puede exigir la realización de vuelos de prueba tal como ocurría en el antiguo procedimiento de renovación de certificados.

También para la matriculación en España de aeronaves provenientes de otros estados y por tanto para la emisión del primer certificado de aeronavegabilidad puede ser necesario la realización de un vuelo de prueba.

Por otro lado, el reglamento UE 2042/2003 impone a los estados miembros la obligación de desarrollar un programa de Monitorización de la Aeronavegabilidad Continuada de Aeronaves (ACAM por sus siglas en ingles). El objetivo de este programa consiste en implementar un sistema que, mediante la inspección de muestras significativas, obtenga una visión del estado de aeronavegabilidad del total de aeronaves de su registro. Las inspecciones que se ejecuten como parte de este programa se componen de revisiones físicas, documentales y también en vuelo.

1.6.3. *Procedimientos VFR en el TMA de Barcelona*

Los procedimientos VFR en el TMA de Barcelona recogidos en el AIP publicado por AENA, establecen una limitación para altitud máxima de vuelo de 3.500 ft en las inmediaciones del aeropuerto de Sabadell.

Al norte del aeropuerto, la altitud máxima de vuelo se eleva hasta 4.500 ft, al igual que al este, en la zona de Cardedeu.

Más al norte, concretamente en el triángulo formado por Sant Hilari Sacalm, Vic y Santa Bárbara de Prunedes la limitación de altitud máxima de vuelo se eleva hasta 5.500 ft, y al oeste de esa zona desaparece la limitación de altitud, según se puede ver la carta de procedimientos para vuelo visual (VFR) del Área de Control Terminal (TMA) de Barcelona de la Figura 4.

Figura 4. Carta de procedimientos VFR en el TMA de Barcelona

2. ANÁLISIS

2.1. Cuestiones relacionadas con la inspección

Durante la investigación se constató que AESA no ha desarrollado protocolos estándar para la realización de las inspecciones y pruebas a las aeronaves dentro del proceso de renovación de certificados de aeronavegabilidad a pesar de que la Instrucción Circular 11-20 B se publicó en marzo de 2001. En ausencia de esos procedimientos, la OSV n.° 4 de AESA se ajusta en la práctica a una serie de pruebas que se ejecutan habitualmente.

La entrada en vigor de la nueva normativa comunitaria ha supuesto una modificación de los procedimientos de inspección en cuanto a la validez de los Certificados de Aeronavegabilidad se refiere. No obstante las oficinas de Seguridad en Vuelo siguen realizando vuelos de prueba bien como parte del proceso de verificación de la aeronavegabilidad continuada de las aeronaves ya matriculadas en España bien como parte del proceso de emisión del primer certificado de aeronavegabilidad.

Resultaría por ello muy conveniente que AESA desarrolle cuanto antes los protocolos de inspección en vuelo (a los que ya hacía mención la IC 11-20), para homogeneizar la manera de realizar las inspecciones en todas las Oficinas de Seguridad en Vuelo.

De acuerdo con lo anterior, se emite un recomendación a AESA.

Una de las pruebas que se realizaron durante la inspección en vuelo, fue la maniobra de aproximación a la pérdida con motor. Antes de iniciar esta maniobra se debe de contar con una altura de seguridad, que en la práctica suele ser de 3.500 ft. Como el aeropuerto de Sabadell tiene una elevación de 485 ft, la altitud a la que se debería hacer una aproximación a la pérdida debería ser al menos 3.985 ft.

La maniobra se realizó cuando se encontraban a una altitud de 2.000 ft, es decir, 1.985 ft por debajo de la altitud que hubiera sido deseable mantener para realizar la maniobra con el margen de seguridad suficiente. En el entorno del aeropuerto de Sabadell hay una limitación de altitud impuesta por el TMA de Barcelona de 3.500 ft, por lo que se hace necesario abandonar el entorno del aeropuerto para realizar maniobras que requieran una altura de seguridad.

Durante la investigación se ha constatado que es una práctica habitual en los vuelos de inspección que se realizan por parte de la OSV n.° 4 la realización de este tipo de maniobras muy por debajo de la altura de seguridad, con el fin de optimizar el tiempo que se emplea en las inspecciones en vuelo. A pesar de la elevada experiencia que tienen los inspectores, y en algunas ocasiones también los pilotos, se considera que lo primero que debe de primar es la seguridad de las operaciones respetando los márgenes de seguridad establecidos en los manuales de vuelo.

Según se informó por parte de la OSV, en los casos en los que el piloto solicite abandonar el circuito de tráfico, parte del ensayo se suele hacer abandonando el circuito en prolongación de viento cruzado hacia el Este, sobre la zona de Granollers y Cardedeu y a una altura de unos 2.500 ft.

La elevación del terreno en la citada zona es muy similar a la que existe en el aeropuerto de Sabadell, por lo que la altitud que habría que alcanzar para realizar las maniobras con el margen de seguridad que establece el Manual de vuelo sería prácticamente la misma que la anteriormente citada. En la zona de Granollers y Cardedeu la altitud de vuelo está limitada a 4.500 ft., por tanto las maniobras que conllevan una altura de seguridad sí que se puedan realizar en esa zona, a una altura de 3.500 ft. sobre el terreno (equivalente a una altitud de 4.000 ft).

La parada de motor sobrevino cuando realizaban una aproximación a la pérdida sin motor. La escasa altura a la que se encontraban les impidió intentar arrancar el motor, en primer lugar, y llegar hasta el aeródromo en segundo lugar, obligando al piloto a aterrizar en un campo próximo que tampoco pudo elegir con tiempo suficiente.

El diseño de los circuitos de aeródromo se realiza con el criterio de alcanzar la pista en caso de fallo de motor durante el trazado del circuito. En este caso en el momento de iniciar la maniobra de aproximación a la pérdida, el avión se encontraba en el

circuito a una altura aproximada de 1.500 ft a unos 3.500 m del umbral de la pista (datos radar).

Según el manual de vuelo de la PA-28 la capacidad de planeo del avión era suficiente para alcanzar la pista desde la altura a la que se produjo el fallo de motor. Por lo tanto es de suponer que en este caso el piloto no alcanzó la pista como consecuencia de la altura perdida previamente durante la maniobra de aproximación a la pérdida.

Se ha considerado emitir una recomendación dirigida a la OSV n.° 4 que recoja la necesidad de incidir en la importancia de mantener la altura de seguridad cuando se realicen maniobras que así lo requieran trasladándose a una zona adecuada para ello.

2.2. Ejecución de la maniobra de aproximación a la pérdida sin motor

El Manual de vuelo no recoge expresamente que en el procedimiento de aproximación a la pérdida sin motor se deba poner calefacción al carburador.

A pesar de que el procedimiento no recoja expresamente su uso, se puede poner calefacción al carburador siempre que las condiciones meteorológicas lo aconsejen, es decir, cuando la humedad esté por encima del 50% con temperaturas entre –10 °C y 32 °C. Este no era el caso, ya que si bien las temperaturas oscilaban dentro de ese intervalo, la humedad relativa estaba bastante por debajo del 50%. Además, la potencia que se empleó en el ascenso estaba por encima del 80%, y en esas condiciones la formación de hielo en el carburador es altamente improbable. Además de lo anterior, con potencias superiores al 80% no se aconseja el suministro de calefacción al carburador, porque se pueden causar detonaciones.

En estas condiciones el manual de vuelo indica que hay que prestar atención a una posible variación de los parámetros del motor, calefactando el carburador, en el caso de una caída de presión en el colector de admisión o una bajada de revoluciones del motor. Sin embargo, según las informaciones suministradas por la tripulación, no se dieron en ningún momento alguna de estas indicaciones en los instrumentos de motor.

Al activar la calefacción al carburador se suele disminuir la potencia del motor aproximadamente un 9%, debido a la menor densidad del aire caliente, a la vez se enriquece la mezcla. Esto puede provocar un consumo excesivo, un funcionamiento irregular del motor, un descenso en la temperatura del mismo y una mayor posibilidad de que se engrasen las bujías.

El hecho de que las bujías presentaran algún defecto y que la separación de los platinos se desviara ligeramente de los valores adecuados, se considera que no tuvo influencia directa en la parada del motor.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La tripulación realizó una maniobra de aproximación a la pérdida dentro del circuito de aeródromo sin seguir el procedimiento del manual de vuelo y en particular sin contar la altura de seguridad adecuada.
- Durante la maniobra de aproximación a la pérdida tuvo lugar una parada de motor que no pudo recuperarse. La escasa altura a la que se encontraban les impidió intentar arrancar el motor, en primer lugar, y llegar hasta el aeródromo en segundo lugar, obligando al piloto a aterrizar en un campo próximo que tampoco pudo elegir con tiempo suficiente.
- El mantenimiento programado de la aeronave se había realizado conforme a las instrucciones del fabricante.
- El uso de la calefacción al carburador no se hizo conforme a los procedimientos establecidos en el manual de vuelo.

3.2. Causa

El accidente tuvo como causa la realización de la maniobra de aproximación a la pérdida sin motor sin tener la altura de seguridad adecuada recogida en el manual de vuelo de la aeronave durante la cual se produjo una parada del motor que no pudo recuperarse.

No se ha podido determinar cuál fue la causa de dicha parada de motor.

4. RECOMENDACIONES

REC 16/11. Se recomienda a Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que desarrolle por escrito los protocolos de vuelos de prueba los que se ya hacía mención en la Instrucción circular IC 11-20, con el fin de homogeneizar la manera de realizar las inspecciones en todas las Oficinas de Seguridad en Vuelo.

REC 17/11. Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) , que defina las zonas para la realización de pruebas en vuelo en el espacio aéreo bajo la responsabilidad de la Oficina de Seguridad en vuelo n.° 4, teniendo en cuenta de manera especial la necesidad de respetar la altura de seguridad.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Jueves, 24 de febrero de 2011; 12:15 h local[1]**
Lugar	**Aeropuerto de Jerez de la Frontera (Cádiz)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-IKF**
Tipo y modelo	**PIPER PA-28-161 Warrior**
Explotador	**Fly In Spain Vejer, S.L.**

Motores

Tipo y modelo	**LYCOMING O-320-D3G**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**31 años**
Licencia	**Alumno piloto de avión (SPL(A))**
Total horas de vuelo	**21 h**
Horas de vuelo en el tipo	**21 h**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**1**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – Instrucción – Solo**
Fase del vuelo	**Arranque**

INFORME

Fecha de aprobación	**9 de junio 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

Un alumno piloto de la escuela Flight Training Europe se disponía a realizar un vuelo local, en el avión PIPER PA-28-161 WARRIOR II de matrícula EC-IKF, partiendo del aeródromo de Jerez (Cádiz), LEJR.

De acuerdo con la información facilitada por el operador, el piloto completó la lista de comprobación pre-vuelo y arrancó el motor con normalidad haciendo uso del cebador.

Al reducir potencia durante el inicio del rodaje, el motor se paró. El piloto intentó arrancar el avión de nuevo durante 10 s. sin usar el cebador, pero no lo consiguió. Mientras esperaba a que el motor se enfriase vio que había humo en la parte delantera del avión y a la vez un instructor, que estaba en otro avión, advirtió por radio de que había fuego. El piloto retrasó la palanca de gases y abandonó la aeronave rápidamente sin tocar nada más.

El avión empezó a arder por la zona del alojamiento del motor, despidiendo gran cantidad de humo blanco. Algunos testigos que estaban cerca intentaron apagar el fuego con extintores de mano, sin conseguirlo. Finalmente el incendio fue extinguido por los bomberos del aeropuerto sin que se produjeran heridos (figura 1).

Figura 1. Secuencia fotográfica del incendio

La aeronave sufrió daños importantes en toda la zona anterior al mamparo cortafuegos, resultando especialmente afectados el motor, toda la parte inferior de la carcasa, que se derritió, y también el carenado de la rueda delantera.

Instantes después de que el incendió fuera sofocado, se constató que tanto la batería como la bomba de combustible eléctrica estaban conectadas, la palanca de gases estaba en posición de ralentí, la mezcla pobre y el tanque de combustible derecho seleccionado.

En la revisión posterior en el hangar se constató que el incendio se inició en la parte baja del motor (zona del carburador) y desde allí se extendió al resto. Se comprobó también que el sistema de combustible presentaba continuidad en todos sus elementos, sin cortes en las líneas de conducción, y sin conexiones en mal estado, más allá de los daños producidos por el fuego.

Durante la investigación se constató que el avión había pasado las correspondientes revisiones de mantenimiento en las fechas siguientes:

- 14-05-2.010: Inspección anual e inspección de 100 horas con 8.806 h.
- 07-06-2.010: Inspección de 50 horas con 8.854 h.
- 06-07-2.010: Inspecciones de 100 horas y 1.000 horas con 8.904 h.
- 22-11-2.010: Inspección de 50 horas con 8.950 h.

1.2. Información sobre el procedimiento de arranque

El manual de operación del piloto («Pilot Operating Handbook») establece tres maneras distintas de llevar a cabo el arranque del motor, dependiendo de si se arranca en frío, en caliente, o de si el motor está ahogado.

En los dos primeros casos se debe de adelantar la palanca de admisión de gases aproximadamente una 1/2", y tras energizar el avión, conectar la bomba de combustible eléctrica.

«Si se trata de un arranque en frío, se seleccionará mezcla rica durante unos segundos hasta que haya indicación de flujo de combustible (cebado o "priming").»

Finalmente, se debe poner la palanca de mezcla en la posición de corte («IDLE CUT OFF»), se accionará la llave de contacto y una vez arrancado el motor, se enriquecerá la mezcla para mantener el régimen.

Sin embargo, cuando el arranque se realiza con el motor ahogado por un cebado excesivo, el manual establece dos diferencias respecto a los dos casos anteriores. La primera es que al principio hay que «poner la palanca de gases al máximo», y la segunda que «no hay que conectar la bomba de combustible eléctrica».

1.3. Información sobre el procedimiento cuando aparece fuego en tierra

El manual indica que en el caso de que se produzca fuego en tierra con el motor apagado, se debe poner la mezcla pobre y la palanca de gases al máximo (con el objetivo de quemar el combustible que hay en el motor).

En el caso de no lograr apagar el fuego en pocos segundos habrá que hacerlo utilizando medios externos y hay que retrasar la palanca de gases. Si por el contrario, se consigue extinguir, hay que cortar la entrada de combustible cuanto antes.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Durante la investigación se descartó que el incendio se iniciase porque hubiera alguna fuga en el sistema de combustible, ya que no se encontraron ni tuberías sueltas ni conexiones en mal estado.

Se observaron indicios de que el incendio se inició en la zona del carburador, que en este motor va situado en la parte más baja, y desde allí se extendió al resto. Esto explicaría que la carcasa inferior fuera la que estaba más afectada por el fuego, y también que se desprendiera un intenso humo blanco, propio de la combustión del material plástico del que está fabricada la carcasa.

En lo que a la operación se refiere, el Manual de Operación del Piloto indica que la bomba de combustible debe estar desconectada cuando se realiza el arranque con un motor ahogado. En este caso, la bomba estaba conectada cuando se intentó arrancar por segunda vez. Es probable que además, el motor ya estuviera suficientemente cebado después del primer arranque aunque el piloto no fuera consciente de ello. En estas circunstancias, lo más probable es que el combustible rebosase por la parte superior del carburador durante el segundo intento de arranque y se derramase (a pesar de que no se cebó en esta ocasión), entrando en contacto con algún punto caliente del motor que provocó la ignición.

Una vez que el piloto detectó el incendio, actúo de acuerdo a lo expresado en el manual retrasando la palanca de gases, pero no llegó a cortar la entrada de combustible, probablemente porque, según el piloto, tuvo muy poco tiempo para abandonar el avión antes de que este se extendiera.

3. RECOMENDACIONES

Ninguna.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-001/2006	09-01-2006	EC-GAT	MD-83	Barcelona-El Prat Airport	135
IN-006/2008	02-03-2008	EC-JLQ	Tecnam P2002-JF	Anglesola (Lleida)	181
IN-023/2008	23-06-2008	EC-GCX	Cessna 177 RG "Cardinal"	4.5 km west of the Madrid-Cuatro . Vientos Airport	191
IN-020/2009	25-08-2009	N31145	Piper PA 46-500TP "Malibu"	Ibiza Airport	229

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

00:00	Hours:minutes
00 °C	Degrees centigrade
AESA	State Aviation Safety Agency
AGL	Above Ground Level
AIP	Aeronautical Information Publication
AMC	Authorized Maintenance Center
API	American Petroleum Institute
APP	Approach control office
AT	Autothrottle
ATC	Air Traffic Control
ATPL	Airline Transport Pilot License
AVGAS	Aviation Gasoline
BCN	Barcelona Control Center
CAS	Calibrated Airspeed
CDA	Continuous Descend Approach
CPL	Commercial Pilot License
CPL(A)	Commercial Pilot License (Airplane)
CPT	Captain
CTR	Control Zone
CVR	Cockpit Voice Recorder
DFDR	Digital Flight Data Recorder
DME	Distance Measuring Equipment
EPR	Engine Pressure Ratio
FAA	Federal Aviation Administration (USA)
FAF	Final Approach Fix
FAR	Federal Aviation Regulations
FL	Flight Level
ft	Feet
ft/min	Feet per minute
g	Gravity acceleration
GPWS	Ground Proximity Warning System
GS	Ground speed
h	Hour(s)
HP	Horse Power
hPa	Hectopascal(s)
IAF	Initial Approach Fix
IF	Initial Fix
ILS	Instrumental Landing System
kg	Kilogram(s)
KIAS	Knots Indicated Air Speed
km	Kilometer(s)
kt	Knot(s)
lb	Pound(s)
LEBL	Barcelona Airport
LELL	Sabadell Airport
LEPP	Pamplona Airport
LLZ	Localizer
m	Meter(s)
MCS	Minimum control speed during approach and landing
METAR	Meteorological Aerodrome Report
MTOW	Maximum Take Off Weight
N/A	Not Applicable/not available
NDB	Non Directional Beacon
NM	Nautical Miles
NTSB	National Transportation Safety Board
P/N	Part Number

Abbreviations

PAPI	Precision Approach Path Indicator
PF	Pilot Flying
PNF	Pilot Not Flying
PPL(A)	Private Pilot License (Aircraft)
QNH	Atmospheric Pressure (Q) at Nautical Height
RA	Radio Altitude
rpm	Revolutions Per Minute
RWY	Runway
s	Second(s)
S/N	Serial Number
SAIB	Special Airworthiness Information Bulletin
SB	Service Bulletin
SI	Service Instruction
SOP	Standard Operating Procedures
t	Time
TAS	True Airspeed
TBO	Time Between Overhauls
TDZ	Touchdown Zone
THR	Threshold
TMA	Terminal Maneuvering Area
TSN	Time Since New
TWR	Aerodrome control tower
ULA	Ultra Light Aircraft
UTC	Coordinated Universal Time
VHV	Very High Frequency
VLA	Very Light Airplane
VMC	Visual Meteorological Conditions
VOR	VHF Omnidirectional Range
Vref	Landing Reference speed
Vtarget	Desired landing speed
W	West
WOW	Weight On Wheels

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	**Monday, 9 January 2006; 09:00 h UTC**
Site	**Barcelona-El Prat Airport**

AIRCRAFT

Registration	**EC-GAT**
Type and model	**MD-83**
Operator	**Spanair**

Engines

Type and model	**JT8D-219**
Number	**2**

CREW

	Captain	First Officer
Age	**40 years old**	**40 years old**
Licence	**ATPL**	**ATPL**
Total flight hours	**6,012 h**	**3,400 h**
Flight hours on the type	**4,612 h**	**2,926 h**

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			**6**
Passengers			**90**
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	**Minor**
Third parties	**None**

FLIGHT DATA

Operation	**Commercial air transport – Scheduled – Domestic – Passenger**
Phase of flight	**Landing**

REPORT

Date of approval	**9 June 2011**

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On 9 January 2006, shortly before 09:00 UTC[1], an MD-83 aircraft, registration EC-GAT, operated by Spanair, was making an approach to runway 07R at Barcelona Airport. The aircraft was making scheduled flight JKK-6513, and onboard were 90 passengers and a crew of 6. The flight had taken off from Bilbao some 40 minutes earlier.

The Captain was the PF and the first officer was the PNF.

The weather conditions featured good visibility, with no cloud ceiling and an 11-kt left crosswind. The runway was dry.

The flight had been uneventful until shortly before the start of the initial approach on a heading of 150° with the airplane at a relatively high altitude. ATC reminded the crew of the restriction not to descend below 5,000 ft before crossing the coastline. This restriction, imposed due to environmental concerns, had gone into effect a few months earlier.

The aircraft was cutting short the turn to intercept the ILS localizer at the final approach fix (FAF), located at a distance of 8.91 NM. It was flying at an altitude of 3,700 ft and an indicated airspeed of 260 kt.

Since the aircraft was above the glideslope, the final descent was very steep, on the order of 2,500 ft/min. On short final, the aircraft established on the ILS glideslope (GS) but at a high airspeed and while changing to a flaps 40° landing configuration, meaning the approach was not stabilized.

The aircraft flew over the runway threshold at a correct altitude of 50 ft but at 200 kt. The reference (Vref) [2] and target (Vtarget)[3] speeds were 124 kt and 129 kt, respectively. The tire tracks revealed that the aircraft's main landing gear did not make contact with the ground until it was past the halfway point of the available runway

[1] All times in this report are UTC. To obtain local time, add one hour to UTC.

[2] Vref is the landing reference speed. Its minimum values should be:

- 1,30 times x the loss speed for the weight and configuration of the aircraft.
- MCS (Minimum control speed during approach and landing)
- The speed given by the maneuver capacity as specified in FAR.243

[3] Vtarget is the desired landing speed and is determined by adding an amount to Vref, with basis in the reported wind. Such increase won't be less than 5 kt nor more than 20 kt and will be calculated as follows:

5 kt, plus the value of the wind gusts exceeding the average speed of the wind, plus half of the wind average speed value exceeding 20 kt

length (1,600 m from the RWY THR). During the braking maneuver, the four main gear wheels locked and started to skid before blowing out.

The aircraft came to a stop on the runway centerline about one hundred and forty meters before the end. When the crew tried unsuccessfully to start taxiing to exit the runway, they noticed that the wheels were locked. A controller in the Tower saw and reported that the left leg wheels were on fire, as a result of which the crew ordered the immediate evacuation of the airplane.

The firefighting services quickly responded to the scene and extinguished the flames. Passenger busses reported to the aircraft to pick up the passengers about 25 minutes after the incident.

Some passengers were slightly injured during the evacuation of the aircraft.

1.2. Damage to aircraft

The aircraft suffered damage to both wings and to the tail assembly.

- Both main gear legs were damaged by the high-energy braking maneuver.
- The tires, rims and brakes on both legs evidenced friction damage from being in contact with the runway. Those on the left leg had also been affected by the fire.
- Friction and impact damage caused hydraulic lines in the left main gear leg to rupture.
- Also damaged by the fire were the inboard flap, some skin panels and the gear doors on the left wing.
- The lower part of the tail cone was damaged and cracked as a result of impacting against the runway pavement after being ejected to deploy the rear slide.

Inspections of the aircraft did not reveal any apparent damage to its primary structure. Such damage would have resulted had high vertical acceleration values been reached during the landing.

1.3. Personnel information

Captain

Age:	40
Nationality:	Spanish
License:	Airline Transport Pilot License

Flying experience:	• Total flight hours: 6,012 h • Hours on the type: 4,612 h
Activity:	• Last 90 days: 192:13 h • Last 30 days: 64:29 h • Last 24 hours: 2:06 h

First officer

Age:	40
Nationality:	Spanish
License:	Airline Transport Pilot License
Flying experience:	• Total flight hours: 3,400 h • Hours on the type: 2,926 h
Activity:	• Last 90 days: No data available • Last 30 days: No data available • Last 24 hours: No data available

In addition to the cockpit crew, there were three flight attendants and a purser in the passenger cabin.

1.4. Aircraft information

The MD-83 is a medium-range twin-engine passenger aircraft with a capacity for 150 passengers, depending on the seating configuration. Its minimum flight crew complement is two pilots.

1.4.1. *Airframe*

Manufacturer:	McDonnell Douglas
Model:	MD-83
Production number:	49709
Year of manufacture:	1988
Registration:	EC-GAT
Operator:	Spanair

Airworthiness certificate: Valid until 14/02/2006

Total hours on aircraft: 41,627.49 h

Total cycles on aircraft: 27,472

1.4.2. *Maintenance record*

In the ten previous flights there had been no maintenance activities involving the antiskid or autobrake systems.

The wheels mounted on the airplane had passed through the workshop in previous months, specifically on 31/10/05, 04/11/05, 09/12/05 and 29/12/05.

The total number of landings on the installed wheels and brakes were as follows:

	#1	#2	#3	#4
Wheel cycles	151	89	25	14
Brake cycles	25	14	265	520

1.4.3. *Landing weight*

The landing weight is estimated to have been 114,000 lb, versus a maximum allowed landing weight of 140,000 lb.

1.4.4. *Landing performance and airplane geometric data*

For an aircraft landing weight of 114,000 lb, the procedures in the flight manual indicate the following operational values:

Vref = 124 kt
Vtarget = 129 kt
Landing Distance (dry runway) = 2,625 ft = 800 m

The speeds and operating times for the landing gear and the flap surfaces are:

Max. landing gear extension speed = 300 kt
Time to lower gear = 12 s
Time to retract gear = 9 s

Max. speed for lowering 15° flaps = 240 kt
Max. speed for lowering 28° flaps = 205 kt
15° to 28° flap lowering time = 11 s
Max. speed for lowering 28° flaps = 200 kt
Max. tire speed = 195 kt
Distance between nose and main gear wheels = 72 ft

1.4.5. *Wheel braking system*

The aircraft employs a disk braking system for the main wheels.

The pressure exerted by the hydraulic fluid in the actuating pistons mounted on the stators squeezes the stators against the brake rotors or disks.

An additional automatic braking system, autobrake, allows for a constant rate of deceleration to be applied and maintained.

1.4.6. *Antiskid system*

The antiskid system is an automatic, electronically controlled system whose aim is to keep the brakes from locking the main gear wheels, thus preventing them from skidding when the brakes are applied. Each wheel is controlled independently. The system includes, among other components, a system arming switch, a control box, four speed transducers and four dual servovalves.

A transducer mounted on each wheel's axle detects its speed. When the wheel's speed is below a reference speed that is constantly being determined by the system, the brake fluid pressure is released in this wheel until it starts to turn again. If the pressure commanded by the pilot is less than that required to make the wheels skid, the system takes no action. If the antiskid system is not armed, the pressure that reaches the pistons in the brake assemblies depends only on the pilot's input to the pedals and is independent of whether the wheels skid or not.

When the wheels first contact the ground on touching down, they spin rapidly. To keep them from being locked during those moments, there is a "wheel locked and touchdown" interlock in effect when the airplane is in the air. In this situation, the pressure is released in the no. 2 and 3 brake assemblies. These wheels are paired off with the outboard wheels on the opposite wing so that a pressure release signal is available in case the wheels are locked. This interlock is canceled between 1.5 and 5 seconds after the nose wheel contacts the ground.

Another "wheel not spinning" interlock is in effect if the ground speed is in excess of 40 kt.

The first individuals to access the aircraft cockpit after the incident verified that the antiskid switch was ON.

1.4.7. *Spoilers*

On this airplane, there are panels on the top surface of the wings that can be raised in a perpendicular plane to the airflow so as to reduce the lift of the wing and increase its drag in one of the following three scenarios:

- In flight, to reduce the aircraft's speed.
- In flight, asymmetrically on the dipping wing only to aid in the lateral control of the airplane during a turn.
- On landing, to increase the drag, thus helping to slow the airplane, and to spoil the lift, thus allowing the full weight of the aircraft to rest on the wheels to aid in the braking action.

The spoilers are deployed and retracted hydraulically. The inboard panels on each wing can only be used on the ground during landing (or on an aborted takeoff).

When landing, the spoilers deploy automatically, if the system is armed, when the main wheels start spinning after touchdown, or when the nose wheel leg contacts the ground.

The spoilers can also be deployed manually on the ground if the above ground signals are present, or if any of the main gear struts is compressed (WOW – weight on wheels – signal). In flight they can only be extended as airbrakes if the flap angle is below 8°.

1.5. Meteorological information

The 09:00 METAR for the airport was as follows:

METAR LEBL 090900Z 35011KT 9999 FEW025 08/04 Q1026 NOSIG=

That is, the wind was from 350° at 11 kt. Visibility was in excess of 10 km. There were few clouds, with a base at 2500 ft. The temperature was 8° C and the dewpoint 4° C. QNH was 1026 hPa.

It had not rained and the runway was dry.

The Barcelona Airport is practically at sea level, and even though the temperature was below and the pressure slightly above standard, the true airspeed (TAS) can be estimated to have been practically equivalent to the calibrated airspeed (CAS)[4].

The controller reported a wind from 350 at 10 kt to the pilot of flight JKK-6513.

1.6. Communications

The communications maintained by the aircraft with ATC stations, in particular with approach control and with the airport tower, were reviewed during the investigation. The most notable portions thereof are shown below.

Additionally, prior to the crew's establishing contact with approach control, specifically at 08:50:29, they received a communication from the route controller instructing them to fly direct to PERUK.

Approach Control

08:53:37 Flight JKK-6513 establishes contact while en route to the initial fix (IF), PERUK, which is 12 NM from the runway along its extended centerline. They report flying toward PERUK for 5,000 ft and that their speed is high.

08:53:43 Controls replies that they are cleared for ILS 07 right on their present course.

08:53:49 The crew acknowledges the above information.

08:54:14 The crew of flight JKK-6513 requests to fly directly to the FAF, 9 NM away from the runway.

08:54:19 APP authorizes them to proceed at their discretion, maintaining an altitude of 5,000 ft above ground until past the coastline.

08:54:29 The crew acknowledges "cleared ILS 07 right approach flying to fix at mile 9 and 5,000 ft until past the coastline".

08:56:34 The crew asks control if they can descend at their discretion past the coastline.

08:56:37 Control replies that they can proceed at their discretion when past the coastline.

08:58:13 The controller tells the crew to change the communications frequency to 118.1 (Barcelona control tower, local).

08:58:16 The crew acknowledges the information, eighteen one, and signs off.

[4] If greater precision is required, it can be assumed that TAS = 98% CAS.

Control tower

08:58:17 JKK-6513 establishes contact with Barcelona tower – ground, and reports being on final on 07R.
08:58:18 The controller instructs them to continue and that they are cleared to land on runway 25, which he immediately corrects to 07 right. He provides wind information: 350° at 10 kt.
08:58:20 JKK-6513 acknowledges "cleared to land 07R".
09:00:54 JKK-6513 reports they have had a brake problem and that they will exit the runway in one minute.
09:00:54 The controller acknowledges and indicates that he understands everything to be relatively under control.
09:00:54 The crew reports that the airplane is fine but that they have a brake problem, and that they will exit the runway as soon as possible.
09:00:59 TWR informs the aircraft that they can see the left leg of the aircraft on fire from the tower; JKK-6513 requests the firefighting service.
09:02:12 JKK-6513 informs that they are evacuating the airplane.
09:02:12 The controller requests the crew to repeat the message.
09:02:14 The crew confirms its intention to evacuate the airplane.
09:02:42 The controller asks the crew once again to repeat the message and to state their intentions.
09:03:12 The controller calls JKK-6513 again.
09:03:12 JKK-6513 replies, "go ahead".
09:03:12 TWR informs that emergency services are on the way and will be at their position in a few seconds, and requests that they repeat their previous message, which they did not hear.
09:03:15 JKK-6513 asks the controller how he copies.
09:03:15 The controller replies "loud and clear now".
09:03:25 JKK-6513 informs that they are evacuating the airplane through the right side, which they repeat.
09:03:30 The controller asks if they need ambulances.
09:03:42 JKK-6513 replies that "not for the time being, but we might if a passenger is injured when jumping out".
09:03:45 The controller informs the crew that ambulances are also on the way to the airplane.
09:03:50 JKK-6513 replies "very well, thank you".
09:04:54 In an exchange with another facility, the TWR confirms that the firefighters are on the scene.

1.7. Aerodrome information

The airport of Barcelona El Prat is at an elevation of 4 m (14 ft) and, at that time, had three runways available for aircraft landing and takeoff operations.

The runway used by the incident aircraft was 07R-25L, which is 2,660 m long and 60 m wide. The elevation of the 07R threshold is 2.5 m (8 ft). The runway surface has a convex profile, with a slight upward slope for the first 247 m, no slope during the next 2,175 m, and gradual downslopes of 0.25% in the next 138 m and 0.5% in the final 100 m.

Runway 07R has a PAPI visual aid for the glideslope and an ILS CAT III instrument landing system. Both the visual slope and the ILS glideslope are at a 3° angle.

Appendix B shows the AIP-Spain Instrument Approach Plate for runway 07R.

The AIP flight procedures specify the following speed limits:

"— ATC shall require that speed be reduced to 170 kt/180 kt when commencing the turn to intercept the ILS/LLZ.

— IAS 160 kt when crossing 8 DME ILS on final approach; this IAS must be maintained until 4 NM from the threshold."

The noise abatement procedures in effect at the time of the incident stated that "while vectoring to intercept the final approach, the minimum altitude shall not be below 5,000 ft while aircraft are flying above land".

These procedures were later modified to remove the express limitation to descend below 5,000 ft while the aircraft was above land, which was replaced by the following instruction: "plan the descent to leave the IAF or equivalent position at FL70 or above in order to make a continuous descent to the runway using a low drag/thrust procedure".

1.8. Radar trace

The aircraft was equipped with the required transponder to facilitate tracking by ATC radar systems. Information from the Control Center was received concerning the aircraft's various positions and speeds as displayed in real time on ATC screens. This information is shown graphically in the two figures below.

1.9. Flight recorders

The aircraft had a digital flight data recorder (DFDR) and a cockpit voice recorder (CVR), located in the aft section of the fuselage. Both components were recovered undamaged.

Figure 1. Radar track followed by the aircraft

Figure 2. Graph of altitude-distance to threshold on approach

1.9.1. *Digital flight data recorder (DFDR)*

The aircraft was equipped with an ALLIED SIGNAL digital flight data recorder, P/N 980-4100 DXUN and S/N 8925.

The information recorded on it was verified to be mostly correct. At the time corresponding to the landing, however, second zero (t = 0 s), a lack of synchronization was noted along with erratic readings for various parameters, such as high vertical accelerations and strange or impossible values for other parameters, such as CAS = 284 kt and RA = 63 ft.

The recording logs data from various parameters in sets of 64 words every second. The vertical acceleration occupies 8 words each second, while the lateral and vertical accelerations are recorded 4 times a second. Other parameters of interest to the investigation have a sample periodicity of once per second.

The trend for these parameters was studied over two time periods, a broad period that encompassed the 200 seconds prior to touchdown and included the initial and final approaches, and a shorter, 45-second period corresponding to the landing proper.

During the initial moments following touchdown, vertical acceleration was recorded in three consecutive words spaced an eighth of a second apart and whose values were very high, possibly spurious, since the same time instant showed impossible values recorded for several other parameters. The second in which those high values were recorded is shown as time reference 0 in the discussion of the graphs that follow.

Trend of parameters on approach

Figure 3 shows the trend for the speed on the right axis. The values are generally high, with a spurious 284-kt value at the instant of touchdown. The other three lines represent the flight altitude, the radio altitude, with an impossible value of 63 ft at t = 0 s, and the ILS glideslope for reference. The aircraft was above the slope throughout the approach until the short final phase, on which it descended at the established rate at a speed of over 200 kt, which was 71 kt above Vtarget.

The aircraft adopted a landing configuration a few seconds before touchdown and while flying over the runway.

The engine thrust was set to idle during the entire approach. There was no thrust demanded until the braking maneuver on the landing run, during which the reversers were deployed. The deviation of up to three dots with respect to the glideslope indicates that the airplane was flying well above the slope.

Figure 3. Speed and altitude during approach

Figure 4. Configuration during landing

Figure 5. Deviations from glideslope and EPR

The aircraft's descent rate for the segment between the FAF and its reaching 500 ft AGL was high, with an average of 1,648 ft/min, a minimum value of 1,345 ft/min and a maximum of 2,900 ft/min. The final part of the approach saw the descent rate drop to an average of 385 ft/min, with a minimum of 11 ft/min and a maximum of 2,396 ft/min.

Trend of parameters on landing

At t = 0 s, as shown in the previous graphs, both the speed and radio altitude exhibited exaggerated values.

The altitude of the nose wheel was calculated, given that the slope in the touchdown zone was zero, by considering the airplane's altitude, the tangent of the pitch angle and the distance between the main and nose wheels.

Said altitude was practically zero during the 10 seconds prior to the contact made by the main gear at t = 0 s. This implies that the nose wheel contacted the runway some 790 m before the main gear legs did.

The recording of the discrete datapoint for the compression of the nose wheel shows a value corresponding to an AIR position throughout the recording until the end of the landing run. This was due to a problem that affected this parameter's recording only, but not the parameter itself.

Figure 6. Trend for various parameters during touchdown

Figure 7. Corrected radio altitude and altitude of nose wheel

The DFDR recording shows that the airplane was flying on short final with a slight left yaw. Four or five seconds prior to touchdown, the left yaw increased sharply, which the pilot corrected with hard right pedal. He then corrected the airplane's tendency to continue yawing left by applying right rudder.

Figure 8. Trend of rudder and course parameters

Figure 9. CAS, reverse thrust and spoilers

Although not shown, the airplane's lateral inclination was 2° to the left three seconds before touchdown.

The airplane glided the last few seconds with no engine thrust. The spoilers were deployed one second before the time designated as t = 0, coincident with a possibly spurious recording of 4.89 g's.

At t = 0 s, the recording for the right spoiler shows it as deployed.

The reversers were deployed during the landing run, with EPR reaching a value of up to 1.9.

Additionally, and though not shown here, four seconds before touchdown, the brake pedals were depressed and the system pressurized. At t=0 s, the parameters for hydraulic pressure and the position of the right pedal also exhibit anomalous values that are regarded as spurious.

The following two graphs show, after a rearranging of the data, the variation in the longitudinal and lateral accelerations, which are taken and logged by the DFDR four times per second.

Figure 10. Longitudinal acceleration

Figure 11. Lateral acceleration

Figure 12. Vertical acceleration

The trend in the parameters for the lateral and vertical accelerations is shown in numerical table form in Appendix A, along with the values for aerodynamic speed, magnetic direction, pitch angle, engine rpm's and fuel flow, among others.

1.9.2. *Cockpit voice recorder (CVR)*

The aircraft was equipped with a HONEYWELL AV557C cockpit voice recorder (CVR), P/N 980-6005-079.

Good information from all four channels was obtained and downloaded.

The voices recorded confirm the transcriptions of the communications with the tower. These recordings were synchronized with those of the DFDR using the VHF communication activation times, and reveal the following information:

- After being instructed by the route controller to proceed directly to PERUK, the Captain said that they were not going to let them descend until they were past the coastline.
- The first officer replied "if they send us through Villafranca...", to which the pilot replied no, that they had been routed through PERUK and sent via the coastline, which according to the AIP...

- The pilot commented that PERUK was at the end, which the Captain acknowledged, but that if they arrived at the coastline before PERUK, they would have 5,000 (ft).
- At 08:53:38, they were cleared by the controller to runway 07R, at which time the Captain told the first officer "let's see if we can go the fix for 7".
- Twelve seconds later the first officer replied "there's one there, at eight, nine, which must be this one". The Captain responded "seven, eight, fix for nine", adding seconds later, "tell him, let's see what he says".
- Three seconds later the first officer requested clearance from ATC to fly direct to the mile-nine fix.
- The controller instructed them to proceed at their discretion but to maintain 5,000 above land and to descend past the coastline.
- The Captain said "this is serious now...", to which the first officer replied that if they went to the coastline and had to maintain 5,000, that they would be high, that they should be at 3,000.
- The Captain acknowledged, but said they would deal with it, to which the first officer replied "or not".
- The Captain added "my plan is... let's see if a little speedbrake".
- Some 342 seconds before touchdown, the crew recognized being relatively high.
- At t = –134 s, they reported being on the 07R final
- At t = –114 s, the GPWS announced 2,500 ft.
- At t = –103 s, the CPT said "about to do a power-off landing".
- At t = –65 s they disengaged the autopilot.
- At t = –56 s, the GPWS warned of passing through 1,000 ft.
- From t = –51 to –28 s, there were repeated GPWS 'SINK RATE', 'PULL UP' and 'TOO LOW TERRAIN' warnings.
- At t=–26 s, the GPWS announced "MINIMUMS" and two seconds later issued four "SINK RATE" warnings.
- At t = –15 s, the GPWS 10-ft altitude announcement is heard.
- At t = –8 s, the first officer said "What's wrong man?", and two seconds later "Brake, brake".
- At t = –4 s, the CPT cried out "It's not braking, it's not braking".
- At t = –3 s, the first officer said "what's wrong man?"
- At t = –2 s, the spoilers are heard deploying.
- At t = –1 s, the CPT insisted that the aircraft is not braking. This assertion was repeated in the seconds that follow.
- At t = +2 s, the sound of the engines with the reversers deployed is heard.
- At t = +18 s, the CPT cried out "Stop, stop!"
- At t = +26 s, the first officer informed the tower that they were attempting to exit the runway.

At no time during the recording is the crew heard doing the "Before landing" checklist, nor reading the descent speeds or rates, nor alluding to a potential go-around maneuver, nor making the callouts at the established altitudes.

1.10. Tracks and marks on the runway

An inspection of runway 07R after the incident did not reveal any identifiable nose wheel tracks. The main gear wheels, on the other hand, left very noticeable tracks starting at a point some 1,600 m away from the 07R threshold. There were also bits of rubber and tire casings.

The initial tracks corresponded to the no. 1 tire, followed by the 61 m long track for the no. 2 tire. The wheels are numbered from left to right as seen from above in the direction of motion. The no. 1 wheel, then, is the outboard wheel on the left leg, while the no. 4 wheel is the outboard wheel on the right leg.

The tracks for the left leg wheels disappeared and reappeared some 20 m later. The tracks for wheels 3 and 4 on the right leg were visible some 35 m further ahead, and were continuous from that point until the end of the landing run.

The distance from the first track until the end of the landing run was 930 m.

From the airplane's final position until the end of the runway there were about 140 m.

Figure 13. Photographs of tracks on the runway

The tracks left by the tires were mostly made by rubber. The rim on the number 1 wheel made contact and left metallic marks shortly after the second appearance of its tracks; the number 2 wheel left metallic marks for the final 415 m of the landing run.

The photograph of the tracks shows how the aircraft made a slight turn to the left shortly after the two main gear legs made contact.

The aircraft stopped on the runway and was unable to move under its own power. It remained in that position until well into the afternoon of that same day. It was not until nine hours later that the four tires were replaced on the aircraft, allowing it to be towed off the runway. The maintenance work at the airport continued throughout the night, leaving runway 07R-25L inoperative until 07:00 on the next day.

1.11. Fire

A fire broke out in the vicinity of the left leg that was extinguished by the airport's firefighting services, which reported promptly to the scene, though after the evacuation of the airplane had commenced.

1.12. Survival aspects

Five passengers were slightly injured during the evacuation, one of whom had to be taken to a hospital.

The Captain ordered the cabin crew to evacuate the aircraft using only the right-side doors.

1.13. Tests and research

Along with the wheels and brake assemblies, the switch for the antiskid system and various other components in this system were disassembled for analysis and inspection in the workshop. The results of these analyses and tests are described below.

1.13.1. *Inspections of wheels and brakes*

The inspection of the wheels and brakes removed from the aircraft after the incident revealed that the wheels had no damage other than that resulting from the skid and blow-out.

The thermal fuses had not tripped and there were no signs of overheating.

The bearings on the wheel did not show any abnormal wear, corrosion or discoloration.

In general, the brake assemblies were in good condition. They were within acceptable limits in terms of wear and the only damage found had resulted from the friction with the runway. They were subjected to pressure tests, which revealed that the pistons pressed the stators against the rotors normally, and then separated normally when the hydraulic pressure was released.

The only damage evident to the antiskid system was to the wiring and resulted from the fire to which it had been subjected.

1.13.2. *Tests of antiskid switch*

The antiskid switch was removed and checked at the airplane manufacturer's facilities to ascertain whether it contributed to the incident in any way. The switch was subjected to X-ray, electrical continuity and resistance checks before being disassembled to check the appearance and wear of its contacts.

The results of these tests were satisfactory in that all of the switch's functions were normal and the wear was as expected for a component that had been in service for several years.

In short, no malfunctions or anomalies were detected in the switch.

1.13.3. *Checks of antiskid and autobrake components*

The four wheel speed transducers or sensors, P/N 40-62575, the antiskid control box, P/N 42-607-1, the autobrake control, P/N 42-809-3 and the four antiskid servovalves were removed from the airplane and sent to the facilities of the manufacturer, CRANE HYDRO-AIRE, INC.

The general conclusion was that all of the components had worked correctly when installed on airplane EC-GAT on the day of the incident.

1.13.4. *Integration of longitudinal acceleration*

In order to be able to relate the different times in the DFDR recording during the landing run to the airplane's position on the runway, the longitudinal acceleration, the values for which were available in quarter-second intervals, was integrated. The first integration yielded the ground speed, and the second gave the distance with respect to the airplane's final position.

The results of the first integration were checked against the values recorded directly for CAS corrected to TAS, and found to be slightly higher. This resulted in changes being made to correct for temporary accelerometer errors. One was a -0.0005 g positional error, determined by the value of the airplane at rest. A second error, proportional to the magnitude of the acceleration, was found to be 2.34%, which minimized the sum of the square differences of the speeds recorded and calculated during the braking run.

With these errors accounted for, the second estimate revealed that:

- The aircraft flew over the runway threshold (2,520 m before the stopping point) at t = –19.5 s before positive contact was made, which is defined as t = 0.
- The aircraft's main landing gear left its first mark (930 m before the stopping point) at t = –1.75 s.
- The aircraft touched down a second time with the left leg at t = –0.75 s.
- Both aircraft legs touched down for good at t = 0 s at a spot that was 810 m away from the final stopping point.
- Based on this integration, the maximum vertical acceleration was recorded a few tenths of a second later, at some 763 m away from the final stopping point.

Figure 14. CAS, radio altitude during overflight of runway (meters from final stopping point)

1.14. Organizational and management information

1.14.1. *Company procedures*

Checklists

Spanair's Operations Manual has different checklists which detail the checks and actions to be performed during certain phases of flight, including the Descent, Approach and Landing checklists.

Among the items on the Landing Checklist is to check the position of the landing flaps and to arm the spoiler autobrake system. In the Descent Checklist one of the items is a "Landing Briefing".

Normal landing procedures

The section on Normal Procedures states that "If the approach is not stabilized when passing through a radio altitude (RA) of 500 ft, or if it becomes unstable on an instrument approach near the minimums, a go-around must be performed".

"During the approach phase, a clean configuration is strongly advised prior to selecting flaps and, if conditions allow, prior to the IAF".

"If landing flaps are selected before stabilizing on the extended runway centerline while on a circuit approach, limit the bank angle to a maximum of 30° and the speed to a minimum of 15 kt above the reference speed...".

"The final approach speed is obtained by adding a certain increment, depending on the wind reported, to Vref. The speed increment must not be less than 5 kt or greater than 20 kt".

"The corrected final approach speed is to be maintained until the start of the flare".

Two landing flaps positions are defined, 28° and 40°. It recommends not arming the spoilers below 500 ft.

According to the company's procedures, a visual approach is considered stabilized if the desired slope is attained with wings level prior to reaching a radio altitude of 500 ft, the gear is down and landing flaps are selected. In addition, the speed must be between +20 kt and –5 kt with respect to the final corrected approach speed, the descent rate below 1,500 ft/min and the throttle in the LOW LIM position, or 1.10 EPR if the AT (Autothrottle) is not engaged. The operations manual also states that if the approach is not stabilized when passing through a RA of 500 ft, the landing must be aborted and a go-around performed.

Callouts that must be made by the pilots on an ILS/VOR/NDB approach are also defined. These callouts include "Flaps 28° or 40° selected" requested by the pilot, and the "Speed...", made by the pilot when the flaps are down so as to confirm the new configuration. These callouts are defined in greater detail for an ILS approach, as shown below:

Part B of the Operations Manual, Normal Procedures, 2.7/7 Item 7, presents the criteria established by the company for defining a stable approach as follows:

Flight path	Precision Approach	Maximum deviation from localizar an glidepath one dot.
	Visual Approach	Along the desired flightpath. Wings must be level at or before 500 ft RH.
	Non-precision and circling Approach	Along the desired flight path. Wings must be level at or before 300 ft RH.
Configuration	Landing gear	Down.
	FLAPS/SLAT position	28 or 40/LAND.
Speed		Maximum deviations plus 20 kts and minus 5 kts from corrected final approach speed
Rate of descent		Maximum 1,500 ft per min.
Power setting		Throttles at minimum LOW LIM position or minimum 1.10 EPR if AT is not engaged.

CDA – Continuous Descent Approach

Among the normal procedures found in the Operations Manual is the CDA procedure, which recommends a descent profile like the one shown in the following figure when

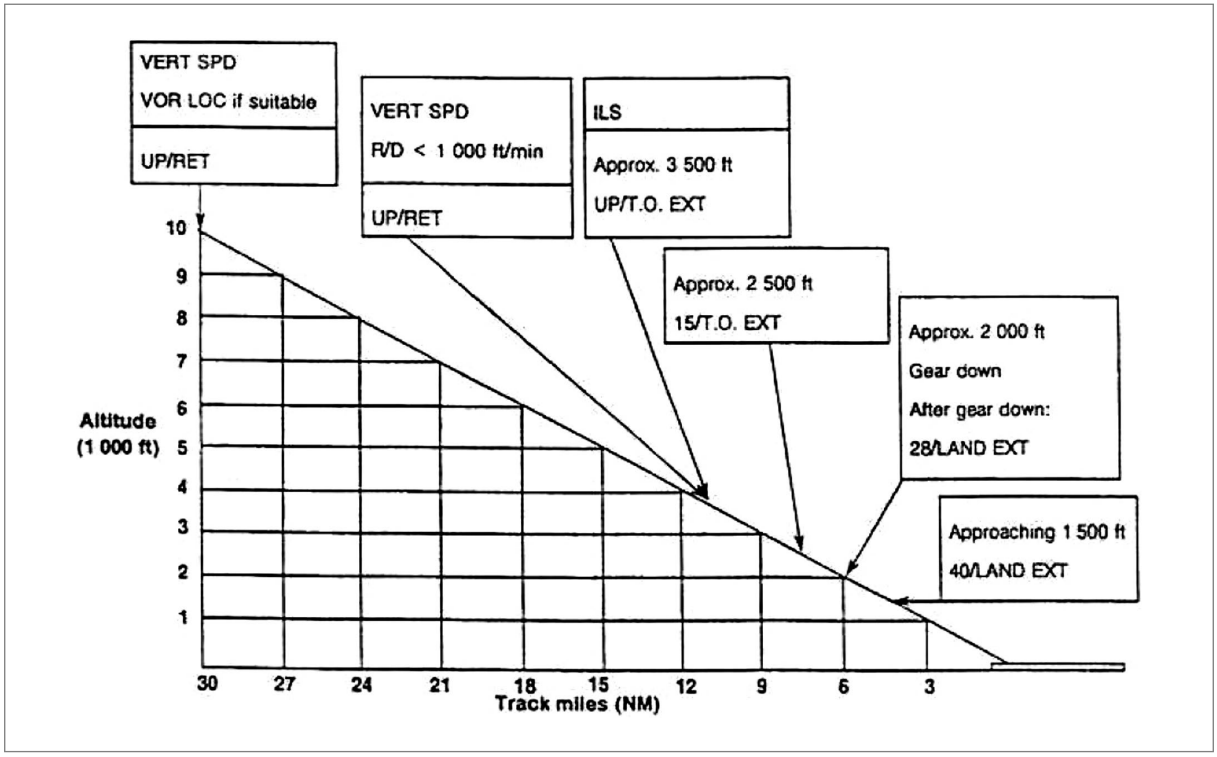

Figure 15. CDA descent profile

there are no ATC restrictions at the airport and weather conditions call for a straight-in approach. The profile is based on selecting idle power until the landing configuration is selected and a descent rate of 1,000 ft every 3 NM. The desired vertical speed is given by the formula V/S = (ground speed/2 × 10).

1.15. Additional information

1.15.1. *Statements and interviews with flight crew*

During an interview with investigators, the crew and Spanair operations personnel stated that:

In the previous flight the autobrake had been used to land in Bilbao. The spoilers deployed properly and they left the runway via the first exit.

The incident flight from Bilbao to Barcelona was uneventful. No anomalies were noted in the brakes during the taxi out.

Asked if they had noticed the position of the antiskid switch, they replied that it is checked prior to each flight, as was done in this case.

Their landing weight was 114,000 lb. The calculated approach speeds were 124 kt for Vref and 130 kt for Vtarget.

It was their first time doing the approach from the south since the change to the Terminal Manoeuvring Area (TMA) two months earlier.

They requested to go directly to the 8.9 NM fix without going through PERUK, which is at 12 NM.

They attempted to do a CDA (Continuous Descent Approach). They were cleared to the 8.9 NM fix and then told to remain above 5,000 ft until past the coastline.

In their opinion they flew the glideslope well but had excess speed.

Nine miles away from the THR the PF disengaged the autopilot. They did not use the autobrake.

At 200 kt they went to flaps 28, and to flaps 40 below 190 kt.

They could not state whether or not they were destabilized.

They touched down smoothly with the main gear after a considerable flare. On reaching the touchdown zone (TDZ) they felt as if they were floating.

They touched down shortly before G7, applied the brakes and felt them to be unresponsive. Both pilots exerted pressure on the brake pedals.

They did not feel the airplane go anywhere. The spoilers did not deploy, although they were not sure if they were armed. The pilot flying deployed them manually without remembering whether he did so before or after applying the brakes. They did not release the brakes after stepping on them.

The reduction in speed was not consistent with the amount of brake being applied.

The PF applied high thrust to the reversers.

Once the airplane stopped, they advanced the throttles to exit the runway but the airplane did not move.

They thought the antiskid had malfunctioned and that had there not been enough runway, they would have departed it because they skidded.

After stopping, when TWR informed them of the fire in the left leg, he ordered the evacuation using the right-side doors.

The flight attendants told them they had noticed two explosions at the end of the landing.

Although the firefighters responded quickly, by the time they arrived and started spraying foam on the downwind side, the 90 passengers had already disembarked.

They seem to recall that the first officer tried but could not set the parking brake. The pedals were locked. They did not look at the brake temperature.

They stated that the antiskid system switch was engaged throughout the landing sequence and that they did not use the autobrake.

Both pilots felt that "there was a mechanical problem with the airplane's braking system". "Some fault with the antiskid".

1.15.2. *Statement from controller in the airport's control tower*

The controller stated that a few seconds after EC-GAT touched down, white smoke started issuing from the aircraft. The alarm was activated while the aircraft was still moving.

He also added that the next aircraft in the landing sequence, which was some 6 NM behind, was given instructions to go around.

1.16. Mistakes revealed in this operator's landing operations

On 23 January 2005, a DC-9-83 aircraft operated by Spanair made a hard landing at Asturias Airport, which resulted in damage to the aircraft's fuselage and in the loss of a deflector from the right main gear.

The investigation into this event highlighted the existence of certain shortcomings in the approach procedures in place at the operator and led to the issuance of several recommendations, of which two, 14/2009 and 15/2009, hold some relevance to the events of this incident.

REC 14/2009. It is recommended that SPANAIR:

Complete the definition of the callouts on approach, to include the correction criteria that must be followed for both manual and automatic approaches when any deviation from the conditions defined for the callouts is detected.
Add to its MD fleet Operations Manual the landing callouts necessary to prevent the tail, engine nacelles and wingtips from striking the ground.

REC 15/2009. It is recommended that SPANAIR review its Operations Manual, and in general all of the documentation that lists the criteria for issuing callouts on approach, so as to ensure consistency in the definition of the criteria used to issue callouts on approach.

2. ANALYSIS

The fact that the Ground/Air parameter, which indicates when the nose wheel contacted the ground, was not recorded on the DFDR, suggests that the aircraft's operation should be analyzed in reverse, starting from the point at which it came to a stop and rewinding back to the start of the approach taking into account the facts and evidence discovered.

2.1. Braking maneuver during landing run

It is clear that the wheels locked and skidded. The wheels did not turn and the brake assemblies did not dissipate energy, as evidenced by the fact that the thermal fuses did not trip on any of the four wheels.

The focus of attention from the start was the antiskid system, whose intended purpose is to keep the wheels from locking during braking. That the system was engaged is not

in question, both as a result of the statements of the pilots and of the first individuals to go into the cockpit following the evacuation and who saw the antiskid switch in the ON position. On the other hand, all of the reports and results from the tests conducted on the system, which included a check of its installation, confirmed that it was functioning properly and that the airplane's antiskid system should have worked normally.

The system is designed to allow for heavy braking of all the wheels while providing for the immediate release of hydraulic braking pressure in a wheel that is rotating slower than the rest, a sign of impending wheel lock. When the wheels first contact the ground during a landing, however, the wheels must be allowed to rotate quickly. That is the reason behind the "landing interlock", which keeps the brakes from taking effect until some time after the touchdown. In a normal landing, the airplane's nose is lifted during the flare and the main wheels descend until they touch the ground and start rotating. The ground spoilers then deploy, causing a loss of lift and allowing the full weight of the airplane to rest on the wheels. In the meantime, the nose descends such that the nose wheels touch the ground, which compresses the nose strut. This completes a circuit that provides an electronic signal to indicate that the nose is on the ground. The antiskid uses this signal to inhibit braking for a period of time calibrated to last between 1.5 and 5 s, even if the brake pedals are pressed.

The DFDR recordings log the AIR/GROUND signal from the nose wheel sensor, which should point to the exact moment of touchdown. In this case, however, from the taxi phase and takeoff in Bilbao until the end of the landing, the recorded value was "AIR", a value that did not change. Since this signal affects many other airplane systems, the failure of the air/ground microswitch in the nose wheel would have been evident to the crew. As a result, the constant presence of the AIR value in the recording is believe to be a DFDR anomaly. There are numerous indications, however, that show that the aircraft contacted the ground with the nose wheels several seconds before the main gear made contact.

The zero time reference, t = 0 s, is that second during which the highest vertical acceleration was recorded and which marked the instant of the positive landing. The integration of the longitudinal acceleration and the location of the tire tracks on the runway allowed investigators to determine that the aircraft scraped the runway with the left leg and bounced up slightly at t = –1.75 s. At t = 0 s, the right wheel touched down. A few tenths of a second later the maximum, though probably spurious, vertical acceleration value was reached.

Given these circumstances, the following reasons could explain the long period of contact between the nose wheel and the runway before the main wheels made contact:

1. The DFDR data (see Figure 6) show that at the moment of touchdown, the aircraft was at a 3° down angle. Taking the airplane's radio altitude and its pitch angle, the

height of the nose wheel can be calculated. The result shows that the nose wheel could have touched the ground stating at t = –10 s and some 8.5 s before the initial contact of wheel number 1.

2. Figure 8 shows a sudden yaw to the left that took place before t = –4 s, that is, 2.25 s before the left gear first scraped the runway. This yaw motion probably occurred as a result of contact by the nose wheel as the airplane was descending at a certain yaw angle due to the crosswind from the left.
3. The oscillations in lateral acceleration (see Figure 10) during the approach became more pronounced at t = –8 s. This can be attributed to forces in the nose gear while the main gear was still not on the ground.
4. The synchronization of the CVR recordings shows that from t = –7.75 s, the pilots noted something strange, with each urging the other to brake, "BRAKE, BRAKE". The most likely explanation is that though the main gear wheels were not on the ground, the rolling motion of the front wheel made them think they had landed.
5. The crew's statements indicate that they made contact as they passed exit taxiway G-7, though the first tracks left by the main gear do not appear until taxiway G-6, some 600 m further forward. The aircraft, which was going at around 160 kt, would have taken 7 or 8 seconds to travel that distance, during which time only the nose wheels were in contact with the runway.

The brake pedals were depressed and the system had been pressurized for 4 or 5 seconds prior to the touchdown by the main landing gear. By the time the main gear contacted the ground, the nose wheels had already been in contact for several seconds and the "landing interlock" would have been nullified. Under these conditions, the main gear wheels would have been locked and remained so for the duration of the landing run. It is believed, then, that the main gear locked, skidded and blew out because of the abnormal pitch angle of the airplane, which resulted in a nose wheel landing that kept the nose wheel in contact with the runway for several seconds before the main wheels touched down.

The aircraft's systems are believed to have worked properly during the landing, as suggested by the satisfactory results of the tests and inspections carried out on the aircraft and its components.

The recording for the lateral acceleration (Figure 10) shows a high value to the left of 0.727 g's instants before touchdown, at t = 0.25 s, which corresponds to the turn in the trajectory seen in the photograph of Figure 1.9.1.

The aircraft was steered without any difficulty since both aerodynamic and front steering wheel controls were available, which allowed the pilot to keep the airplane centered in the runway despite the blow outs. The aircraft skidded to a stop without wheel braking control, as noted by the crew.

The reduced friction of the skidding tires was offset by high reverse thrusters.

At the end, after the airplane stopped, the blown out tires and abraded rims prevented the wheels from turning, thus keeping the airplane on the runway.

2.2. Overflight of runway threshold and landing

According to the DFDR data and the integration of the longitudinal acceleration, the aircraft flew over the runway 07R threshold at an altitude of 30 ft and 190 kt with the engines at idle. It was in a gear down configuration and the flaps, which were extending at the time, were passing through 33°. The 60-kt speed excess over the corrected, or target, reference speed explains the aircraft's long 1520-m long glide, in keeping with the calculations presented in 1.12.4.

Under flight conditions, an MD-83 needs a lift coefficient C_L = 1.00 to fly at 180 kt. The (fuselage) angle of attack necessary to achieve that C_L is 0° in open air and –3° with ground effect.

By the end of the glide the speed had dropped to 148 kt. The airplane was also partially resting on the nose wheel, which was on the runway, with the tail in the air pitching it down.

While traveling over the runway, with zero vertical speed, the airplane was moving with the nose wheel rolling on the ground and a high center of gravity. The main gear was off the runway surface.

The PF manually deployed the spoilers at t = -1 s. Since at that point the main gear was still in the air, the airplane dropped abruptly, an impact that was recorded one second later.

Even if the main wheels had not spun up, since the nose wheel was already in contact with the ground, the safeguard that prevents the spoilers from being deployed in flight was already defeated. It can also be confirmed that the ground spoilers were not armed, as recommended for a power-off landing, since in that case they would have deployed automatically when the nose wheel touched down, generating a "ground" signal.

As the crew stated, the landing was smooth, but done with the nose wheel. The airplane then dropped suddenly which, from an airplane braking standpoint, was fortunate because otherwise, the airplane would very likely have gone off the end of the runway.

The abrupt fall may have resulted in significant vertical acceleration values, which led to the errors in the reading and/or recording of some of the parameters recorded by the DFDR. As Table 1.8.1 shows, the parameters that exhibited anomalous values at that instant were those that were recorded around the time of the high acceleration. The

spoiler signal itself at t = 0, in which these surfaces are recorded as momentarily deployed, might be spurious. (SPL-RH is word 25 and the first high recording, VERT-D, is the next word, 26.)

2.3. Short final approach

This section provides an analysis of how the airplane was flying in the critical last 500 ft of the descent.

As shown in Figures 3, 4 and 5, on passing through a radio altitude of 500 ft, at t = –45 s before touchdown, its speed was 229 kt, the flaps were at 15°, the engines were at idle and the gear was transiting down. The pilots waited for speed to drop below 205 kt before commanding more flaps. High flap values, of 38.7°, were not reached until t = –15 s, by which time the airplane was flying over the runway. The DFDR shows that the flaps continued extending to 39.1°, a position they reached shortly before the wheels first contacted the ground.

From 100 ft above the decision altitude, the PNF should have focused on monitoring for and detecting any significant deviation in the flight path and/or instruments, and warning the PF of said deviations using the required callouts.

In this case, despite the presence of the requisite conditions, the PNF was not heard making any callouts on the CVR.

Likewise, during this approach phase the GPWS issued several "sink rate", "pull up" and "too low – terrain" warnings to which the crew should have reacted by taking the appropriate corrective measures.

When passing through a radio altitude of 500 ft, the aircraft did not meet the requirements for a stabilized approach, since even though it was flying on the correct glide slope, its speed was too high and the airplane's gear and flap configuration was still changing. As a result, the crew should have aborted the maneuver and executed a go-around.

Since the "before landing" checklist was not performed, the pilot could have forgotten to arm the ground spoilers.

2.4. Final approach

When the aircraft intercepted the FAF 8.9 NM (16.5 km) away from the runway, it was at an altitude of 3,700 ft, 800 ft above the approach path at that point, and going at 250 kt, which was 121 kt above the reference landing speed, and which was also in

excess of the maximum flap extend speed. Under these conditions, the aircraft had excessive potential and kinetic energy. The crew needed to reduce that excess in order to have the speed at the decision point be within 10 kt of the reference speed, and to be at a proper altitude.

The only way to dissipate that energy was to increase the aircraft's drag, that is, to use "dirty" configurations. Given the aircraft's excess speed and altitude, these actions had to be taken as quickly as possible.

The aircraft's speed when it intercepted the FAF permitted the extension of the landing gear. The crew, however, did not perform this action until 91 s later. They also did not make use of the air brakes.

As a result, the aircraft was slow to decelerate. The slats started to be lowered 111 s before touchdown, that is, 29 s after the FAF was reached. The flaps started to extend 36 s after the slats, reaching a 15° deflection 30 s later. In brief, in the 95 s after passing through the FAF, the crew only commanded the flaps and slats to deflect to their 15° and MID positions, respectively. During this time the speed was only reduced by 25 kt, to 229 kt, which was still far above Vref, though the 503-ft radio altitude was correct. According to the company's procedures, a stabilized approach should not have a descent rate in excess of 1,500 ft/min. During this phase of the approach, the average descent rate was 1,648 ft/min, and the maximum was 2,900 ft/min.

The procedures also state that at a radio altitude of 1,000 ft, the PNF must check the aircraft's conditions and give the appropriate callout: "1,000 ft stabilized" or "1,000 ft not stabilized".

The corresponding callout is not heard on the CVR.

In the interview, the PF said that his intention was to make a CDA (Continuous Descent Approach). This procedure, as described in the company's Operations Manual, is not a procedure for that final approach phase of the flight, but rather a standard procedure for linking the descent from the cruise phase to the initial approach such that normal landing procedures can be resumed when on final.

The CDA procedure specifies a gear down and 28° flap configuration when passing through 2000 ft at a point 6 NM away from the landing zone. The aircraft in this flight did not satisfy these criteria (see Figure 14).

2.5. Initial approach

The flight had proceeded normally prior to nearing Barcelona and starting the initial approach.

In one of the last communications with route control, the controller instructed them to fly directly to PERUK and cleared them to descend to 5,000 ft. The CVR reveals that the crew was aware of the limitation to remain above 5,000 ft until past the coastline, and that under those conditions they would be too high when they reached PERUK.

And yet, before they arrived at the initial approach fix, PERUK, which is 12 NM away from the runway and on its extended centerline, they told Control that their speed was high and requested to fly direct to the FAF, which is 9 NM away from the runway. This request in fact worsened their condition, since it decreased the room available to reduce their speed.

When they started their descent from 5,000 ft, their speed was 260 kt. They had the chance to descend at a vertical speed slightly above normal, or widen the turn so as to increase their gliding distance; they chose the former, but took no actions to lose the excess speed and altitude they were carrying, such as "dirtying" the airplane aerodynamically. The CVR reveals that the crew mentioned a desire to deploy the airbrakes, but did not do so early enough to ensure a more comfortable final approach.

2.6. Fire and evacuation

The crew did not notice the brake temperature, but it is not thought that they overheated because they were not used. The tires were shredded by the contact with the runway but their thermal links did not trip. This means that the heat generated was localized to those areas that were scraping the asphalt. After tires 1 and 2 blew out, the rims were in direct contact with the runway surface, which produced their abrasion and also placed the brake assemblies in direct contact with the runway, possibly rupturing the hydraulic lines.

The heat from the friction, the melted rubber, the hydraulic fluid leaks and the sparks resulting from the friction are believed to have started the fire that broke out when the aircraft stopped at the end of the runway. The evacuation proceeded fairly normally and the fire was quickly extinguished by the firefighting services.

2.7. Operator's flight procedures

In the flight in question, there were significant deviations from established procedures. The improvisation forced on the crew by their excess altitude resulted in the most basic points being overlooked:

- Although the GPWS issued repeated warnings, there is no mention on the CVR of excessive speeds, of deviations from the ILS path, of the high descent rate, of the airplane's configuration, etc.

- There was no "Landing" checklist.
- The non stabilized approach went undetected.

The MD-80 is certified to be piloted by two crewmembers, who must work as a team. Each crewmember has certain tasks assigned intended to support or complement those of the other. In this sense, the callouts are essential, since they represent either the confirmation of a proper maneuver or, on the contrary, warn of its inadequacy so that corrective steps can be taken.

In the case at hand, there was little coordination on the flight deck and an unjustified acquiescence by the first officer to the Captain's decisions, as well as lax adherence to operating procedures, in particular as regards the callouts.

This incident, as well as previous occurrences at this same operator (see 1.15), suggest that the operator should review its procedures for assigning crewmember tasks and that it require strict adherence by its crews to said procedures.

3. CONCLUSION

3.1. Findings

- The crew of the aircraft was properly qualified and their licenses were valid and in force.
- The aircraft had been maintained in accordance with the specified Maintenance Program and had valid airworthiness and registration certificates.
- The aircraft's altitude at the start of the approach was higher than normal.
- On the final approach, the aircraft was going too fast and was too far above the runway in relation to the distance to the runway threshold.
- The "1,000 ft stabilized" or "1,000 ft not stabilized" callout, which should have been made by the PNF in accordance with procedures, was not heard on the CVR.
- When passing through a RA of 500 ft, the aircraft did not meet the requirements for a stabilized approach, since, even though it was flying the correct glide slope, its speed was too high and the airplane, gear and flap configurations were still changing. As a result, the crew should have aborted the landing and gone around. No callouts in this regard were heard on the CVR.
- The initial contact with the ground took place 700 m beyond the TDZ (touchdown zone).
- The aircraft travelled over 60% of the runway's available length, which is 2,660 m, with the nose down before the main gear wheels touched the ground.
- The nose down attitude resulted in the nose gear touching down first, which inhibited the normal operation of the antiskid and ground spoiler systems.
- The normal deployment of the spoilers, with the nose gear wheels on the ground and the main wheels not contacting the ground, along with the inertia of the non-stabilized aircraft, caused the aircraft to drop sharply.

- The nullification of the protective locks of the antiskid system due to the ground signal from the nose gear allowed the four wheels to skid and blow out.
- The sparks, frictional heat, melted rubber and hydraulic fluid leaks started a fire in the left leg when the aircraft stopped at the end of the runway.
- The Captain ordered an evacuation, which proceeded relatively normally, without panic or injuries of any significance.

3.2. Causes

The incident is believed to have been caused by starting the approach at an excessive altitude and speed, and which the crew did not manage to correct using a "dirtier" airplane configuration or a longer final approach. It was also decided not to go around when the excess speed and altitude of the non-stabilized approach made it impossible to land normally.

The specific cause of the main tires blowing out and igniting on landing was the abnormal pitch of the airplane during the landing. The nose wheel contacted the ground several seconds before the main gear wheels did, which nullified the protective interlocks of the antiskid system.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 10/11. It is recommended that Spanair establish a monitoring program specifically intended to check the real extent of compliance by its crews with the MD-80 operating procedures, with specific focus on evaluating the approach and landing phases.

REC 11/11. It is recommended that Spanair provide additional training to its crews to reinforce the concepts of:

- Stabilized approach.
- Standard operating procedures (SOPs).
- Crew resource management.

REC 12/11. It is recommended that Spain's Aviation Safety Agency (AESA) reinforce its supervision program for Spanair in the following:

1. Aspects concerning the real extent of compliance by its crews with the MD-80 operating procedures, with specific focus on evaluating the approach and landing phases.
2. The training provided by the company in concepts such as stabilized approach, standard operating procedures (SOPs) and Crew Resource Management.

APPENDICES

APPENDIX A
DFDR parameters

APPENDIX B

Aerodrome map with tracks, and approach plate for Barcelona ILS RWY 07R

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	**Sunday, 2 March 2008; 16:30 UTC[1]**
Site	**Anglesola (Lleida)**

AIRCRAFT

Registration	**EC-JLQ**
Type and model	**TECNAM P2002-JF**
Operator	**Private**

Engines

Type and model	**ROTAX 912S2**
Number	**1**

CREW

Pilot in command

Age	**26 years old**
Licence	**Commercial Pilot License (CPL)**
Total flight hours	**283 h**
Flight hours on the type	**11.5 h**

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			**1**
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	**Minor**
Third parties	**N/A**

FLIGHT DATA

Operation	**General Aviation – Private**
Phase of flight	**Approach**

REPORT

Date of approval	**9 June 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 2 March 2008, the pilot was flying from Sabadell to Pamplona to Sabadell (LELL-LEPP-LELL) onboard aircraft TECNAM P2002-JF, registration EC-JLQ. It was the aircraft's first flight of the day and, as reported by the pilot, the pre-flight inspection and engine test had been satisfactory and the flight to Pamplona had been uneventful. Once in Pamplona, both the pre-flight inspection and the engine test were again satisfactory, the only difference being that the oil level dipstick indicated 1/4 instead of 1/2 (as found on the pre-flight inspection at the aerodrome of origin), as a result of which the pilot filled the oil tank. About an hour into the return flight to Sabadell, the oil pressure started to drop until the oil pressure reading was at the lower threshold of the green region (2 bars) (see Figure 1). The remaining parameters were within limits. A few minutes later, the engine started to sputter and lose power. The oil pressure reading dropped below 2 bars (upper threshold of yellow region). According to his statement, the pilot then performed the emergency procedure[2], but the engine did not regain power; instead, the propeller stopped completely two minutes later. Unable to restart the engine, the pilot declared the emergency to the Barcelona Control Center (BCN), selected an emergency frequency on the transponder and then conducted an emergency landing west of Tárrega (Lleida).

Figure 1. Cockpit oil pressure indicator

The pilot was uninjured and the aircraft, except for the engine, was undamaged.

Figure 2. Final position of aircraft in field where it landed

[2] According to the Flight Manual, the low oil pressure emergency procedure involves checking the oil temperature and, if rising, instructs the pilot to position the throttle so as to attain 68 KIAS (maximum efficiency speed) and to land as soon as possible. In case the engine stops, the pilot is instructed to attempt to restart it and, failing that, to execute an emergency landing.

1.2. Personnel information

The pilot was in possession of a valid and in force commercial pilot license and medical certificate. According to his flight log, he had a total of some 283 h of flight experience, of which 11.5 had been on the type.

1.3. Aircraft information

The TECNAM P2002-JF aircraft, registration EC-JLQ and S/N 021, is a single-engine two-blade low-wing aircraft with a fixed landing gear. It is classified as a very light airplane (VLA) and has a maximum takeoff weight (MTOW) of 580 kg. The aircraft was rented out to individuals and flight schools by TOP FLY. The aircraft's onboard documentation was complete and up to date.

The aircraft was outfitted with a ROTAX 912 S2 four-cylinder engine, S/N 4922787. According to the engine logbook, it had been installed on the aircraft with 459:54 h of operation and had an estimated 1,325 h at the time of the incident.

The fuel used on the aircraft was AVGAS 100LL. Even though the manufacturer recommends the use of unleaded fuel, AVGAS 100LL can also be used, though with some restrictions, such as greater inspection frequencies. The manufacturer also warns of increased carbon deposits on the pistons and the premature wear of the valve seats.

The engine log noted that the overhaul was due after 1,200 h. According to the aircraft's maintenance program, the technical documentation to be used for maintaining the engine was the Maintenance Manual, Edition 0, with the overhaul due after 1,500 h instead of 1200. This increase in the TBO (time between overhauls) had been established, depending on the engine's serial number, in SB-912-041. Said extension was applicable only if a special inspection had been performed after 800 h, which had not been done in this case. In the same Service Bulletin there was a note that read: *All engines of type 912S (series) need to receive an inspection of the propeller gearbox at 800 hours TSN*[3]*. If a TSN of 800 hours has already been completed, the check must be done at the next 100-hour inspection*...

At the time of the incident the aircraft had 1,325 h, about the same as the number of hours on the engine. The 1,200-hour overhaul had been carried out in November 2007. The last inspection (100 hour) had been performed with 1,300 h.

[3] TSN – Time Since New.

1.4. Investigation

1.4.1. *Engine inspection*

The engine was disassembled as part of the investigation. During the inspection it was noted that the intake and exhaust valves on the number 2 cylinder (front left, as seen from the cockpit) had fractured, perforating the piston and damaging said cylinder's head (see Figure 3).

Figure 3. Condition of piston and no. 2 cylinder head

Dents were also observed inside the intake manifold for the enumbered cylinders. The top plate (spring retainer) was also broken on the exhaust valve and there were metal shavings on the magnetic plug in the sump (see Figure 4).

Figure 4.

Both valves were fractured where the stem joins the valve head.

There is no specific mention of a valve inspection in Folder 05-20-00, Scheduled Maintenance, of the line Maintenance Manual.

In the Advanced Engine Maintenance Manual, Section 3.11.5, on valves, there is a reference to the fact that if carbon deposits accumulate on the valve stem, this is symptomatic of valve overheating and warns of the risk of fracture in the area where the head and the stem meet. As a result, guidelines are established for checking the valves and replacing them if necessary. In this case, the state in which the valves were found did not allow for a determination of whether carbon deposits had built up on the stem. Deposits were noted, however, on the piston heads of other cylinders, this being the area where most carbon deposits occur in engines that burn oil and have exceeded about 80% of their useful life.

1.4.2. *Considerations on useful engine life*

According to the User Manual, AVGAS can be used to power the engine, though the manufacturer warns that due to the high lead content of AVGAS, there would be increased wear on the valve seats and more deposits in the combustion chamber and sediments in the oil system. As a result, it recommends using AVGAS only if there are problems with vapor lock or if other fuel types are not available. Of note is the fact that the last revision of Service Instruction SI-912-016 on selecting suitable fuel must be followed.

As for the lubricant, the manufacturer instructs to use only oil that is classified as API "SF" or "SG". Another notice in the User Manual states that if the engine is run primarily using AVGAS, then more frequent oil changes will be required, referring again to SI-912-016.

The most recent SI-912-016 at the time of the incident was dated 28 August 2006, and specified the following items, among others:

3) Lubricants

- If possible, operate the listed engine types using **unleaded** or low-lead fuel (AVGAS 100 LL is not considered low leaded in this context)
- Use the motor oils listed in Section 3.3 of this Instruction.
- Use only oil with API classification **"SG"** or higher.
- [...]
- In case of severe operating conditions (i.e. flight school), the time between maintenance intervals must be generally shorter and in particular, the frequency of oil changes must be increased regardless of the fuel type used.

3.3) Operation with leaded AVGAS fuels

If the engine is *mainly* operated with leaded AVGAS fuels, the following maintenance operations are necessary in addition by latest after every 50 operating hours:

- Change of oil filter
- Change of engine oil
- Oil level checks, etc., according to the most recent Maintenance Manual.
- [...]

NOTE: when operating primarily on leaded AVGAS fuel, it is **recommended** that the engine oil be changed **every 25 operating hours.**

More frequent oil changes will assure the timely removal of residues and oil sludge, thus avoiding increased wear or operating problems.

The manufacturer next lists a series of recommended oils, as well as other oils which are not recommended.

3.4) Motor oils not suitable for engine types 912/914

Series Experience has shown that only some oils are suitable for use in ROTAX engine types 912/914. Careful selection is advised following the recommendations in this Service Instruction.
[...]
ROTAX is aware of formulation changes to some oils previously recommended for use in these engines. As a result, ROTAX no longer recommends the use of these oils.

It is not known what type of lubricant was used in the engine.

1.4.3. *Aircraft and engine operation and maintenance*

The aircraft and engine documentation provided (Aircraft Logbook and Engine Log) reveal that the engine, S/N 4922787, had previously been installed on another aircraft with the same characteristics.

According to the Engine Log, the engine, S/N 4922787, was installed with 459:54 h and 600 aircraft hours on EC-JLQ on 29/03/2007. The log's entries regarding the number of hours the engine was in operation in the aircraft of origin are incomplete. There are no entries for the operating hours once it was installed on the incident aircraft. In addition, the number of hours the engine was run in the two aircraft are inconsistent, since there are entries for engine inspections conducted with 459:54, 512:18, 554 and 604 aircraft hours in the log for the engine while it was still installed in the aircraft of origin. The first engine inspection entry in the incident aircraft was at the 643-hour point. There are no entries regarding the performance of maintenance activities, if any, until following its installation on the incident aircraft.

The 100-hour inspection at the 1,100-hour mark was not logged, so presumably it was not completed. The work orders referenced in the inspection entries were not provided to investigators for analysis, so it is not known what tasks were actually completed during each inspection. Also unknown are any relevant details, such as the type of lubricant used.

The various inspections had been conducted at different Maintenance Centers. The engine was scheduled for an overhaul at 1,500 h, according to the approved maintenance program and to SB-912-041, which increased the TBO for certain engines, including the one installed on the incident aircraft. A note was included stating that the special inspection at the 800-hour mark[4] was required. Said inspection was not listed as having been done on the Engine Log.

The overhaul was in fact completed with 1,200 h, as reflected in the Engine Log. Neither the 25-hour inspections recommended by the manufacturer following the overhaul (done at 1,200 h) nor the oil changes every 25 hours stemming from the use of AVGAS 100 LL (as per SI-912-016) had been completed.

The last inspection noted in the Engine Log was the 100-hour inspection, done with 1300 hours on the aircraft.

The Maintenance Center, belonging to an ULA flight school, usually performed the ultralight aircraft maintenance. It was authorized by AESA (State Agency for Aviation Safety), with national license number 192, to practise as maintenance center with aircraft types Tecnam P92J-01, P92JS, P-2002-JF & P-2002-JR, and their engines, propellers, instruments and accessories.

As of the ending date of this report, this maintenance center is in the process of being closed.

There is no record that the operator, TOP FLY, monitored the continued airworthiness of the aircraft.

1.4.4. *Inspection of intake and exhaust valves and of piston on the affected cylinder (No. 2 cylinder)*

The affected cylinder components were sent to a materials laboratory for physical-chemical, metallographic and fractographic analyses. These checks revealed that the materials of the components analyzed complied with the manufacturer's specifications. The conclusion drawn from all of the analyses carried out on the components is that a

[4] The propeller gearbox on all engines of the 912 S (Series) type must be inspected at 800 h TSN. If an 800-h TSN inspection has already been completed, the gear must be checked during the next 100-hr inspection.

foreign element must have been present in the space between the piston and cylinder head that could have interfered with the movement of the elements comprising the cylinder-piston assembly. After analyzing the different parts sent for inspection, this foreign element was determined to have belonged to either an exhaust valve or the seat of said valve, and which lodged in the cylinder head. Said element would eventually also have caused the exhaust valve to fracture.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

According to the Aircraft Logbook, the engine, S/N 4922787, had been installed on 29/03/2007 with 459:54 h and 600 total hours on the aircraft. The Engine Log listed several engine inspections prior to the date of its installation on aircraft EC-JLQ. The last of these was an inspection done with 604 aircraft hours on the aircraft of origin and 643 aircraft hours on the incident aircraft, meaning that despite the discrepancies in the entries, both the hours on the engine and on the incident aircraft, and thus the inspections done, coincided from that moment on (600 h). It is unknown, however, whether the engine was otherwise maintained and how the engine inspections could have been completed on one aircraft while it was supposedly installed on another.

In general, the entries pertaining to the aircraft inspections performed were either incomplete or non-existent. Some engine hours were also not annotated in the Engine Log. This reflects a lack of organization in terms of document management, and hampers efforts to trace aircraft components. It can also result in confusion when attempting to determine what inspections might be applicable to the aircraft or engine, even if the number of hours between them do coincide, as in this case.

In addition, the manufacturer had warned that the routine use of leaded AVGAS fuel causes premature wear of valve seats, increased carbon deposits on the pistons and premature oil degradation. As a result, the manufacturer recommends that when using said fuel types, the engine inspection period be shortened, along with that for replacing the oil. The maintenance center had not reduced said inspection periods, nor was the oil being changed more frequently, as required by both the use of AVGAS and by the severe operating conditions (flight school operations). It is also not known whether the oil used was among those recommended by the manufacturer in SI-912-016.

At the time of the incident, the aircraft had about 1325 operating hours, about the same as the engine. The engine had been overhauled at the 1200-hour mark, meaning that the valves should have been inspected for wear. The use of leaded fuel and the failure to increase the inspection frequency would have decreased the engine's service life.

Both valves fractured in the area where the stem joins the valve head. Based on the results of the laboratory findings following its analyses, and due to the fact that two minutes (as stated by the pilot) elapsed between the time the engine started to sputter

and its stopping, the valve that fractured first could have been the exhaust valve on the no. 2 cylinder. This would have allowed the engine to continue running, though at reduced power, while the detached valve head interfered with the piston's movement against the cylinder head and against the other valve, which resulted in the fracture of the latter and the eventual failure of the engine.

The incident is thus believed to have been caused by the fracture of one of the valves in the no. 2 cylinder, which led to the subsequent fracture of the second valve and the final failure of the engine.

3. SAFETY RECOMMENDATIONS

The evidence found while analyzing the incident aircraft's maintenance information reveals the improper application of the manufacturer's maintenance program, directives and recommendations, as well as a failure by the operator to track said aspects. As a result, the issuance of a safety recommendation to the aircraft operator and to AESA, as the supervisor of its operations, is deemed necessary.

REC 13/11. It is recommended that the operator, TOP FLY, establish the proper means for ensuring that the airworthiness of its aircraft is effectively monitored.

REC 14/11. It is recommended that Spain's Aviation Safety Agency (AESA) establish the proper means for ensuring that this operator (TOP FLY) in particular, as well as general aviation schools in general, conduct effective monitoring of the airworthiness of their aircraft.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	**Monday, 23 June 2008; 13:20 h[1]**
Site	**4.5 km west of the Madrid-Cuatro Vientos Airport**

AIRCRAFT

Registration	**EC-GCX**
Type and model	**CESSNA 177 RG "Cardinal"**
Operator	**Private**

Engines

Type and model	**LYCOMING IO-360-A1B6D**
Number	**1**

CREW

Pilot in command

Age	**60 years old**
Licence	**PPL(A)**
Total flight hours	**500 h, approximately**
Flight hours on the type	**440 h, approximately**
Flight hours in last 24 h	**None**

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			**1**
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	**Significant, especially to the engine and propeller**
Third parties	**Minor**

FLIGHT DATA

Operation	**General – Check flight**
Phase of flight	**En route**

REPORT

Date of approval	**9 June 2011**

[1] All times in this report are local unless otherwise specified.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On 23 June 2008, a CESSNA 177RG "Cardinal" aircraft, registration EC-GCX, was on a check flight after having undergone an annual inspection at an authorized maintenance center located in the Madrid-Cuatro Vientos Airport. The check flight was part of the process necessary for the renewal of its Airworthiness Certificate.

A local flight plan had been filed for this purpose. The flight, to be conducted under visual flight rules, was scheduled to last one hour and would be made by the owner and usual pilot of the aircraft as the pilot in command and its sole occupant. The weather conditions were suitable for the flight.

The aircraft took off at 13:10 from runway 10, entered the circuit with the runway to the right, and departed it via point W, which is located above Villaviciosa de Odon. The pilot then headed toward Aldea del Fresno to carry out the scheduled tests. At 13:14, with the airplane 3 NM west of Villaviciosa de Odon and flying at an altitude of 4,000 ft, the pilot notified the control tower at Madrid-Cuatro Vientos that he was experiencing engine problems and requested to return directly to the airport. After being cleared to proceed directly to runway 10 he initiated the trip back at 13:15. The controller in the tower asked the pilot if he was declaring an emergency, to which the latter replied no. He then asked the pilot if he had a suitable landing site in sight. This time the pilot replied in the affirmative and that he was already landing. It was about 13:20.

Figure 1 shows the aircraft's path overlaid on a map of the area as determined by the radar data recorded by ATC stations.

Figure 1. Estimated trajectory

The aircraft landed in a wheat field, parallel to the plow furrows, which faced in the same direction as the airport runway. The pilot was uninjured and left the aircraft under his own power. After ascertaining his situation, he returned to the airplane and reported his position. Ten minutes later, a Traffic Authority helicopter landed at the site to render assistance.

1.2. Damage to aircraft

The emergency landing was conducted with the landing gear retracted. The aircraft contacted the ground gently, after which it made about a 70-meter landing run that ended with a 60° turn to the right. Figure 2 shows an aerial view of the aircraft in its final position.

The aircraft did not exhibit any significant damage apart from those in the inferior part of the fuselage, produced during the landing run on the ground.

The lower part of the fuselage was also saturated with engine oil.

As for the power plant, the forward crankshaft retainer on the engine was out of its housing and shifted forward. There was also a hole in the top part of the crankcase near the no. 4 cylinder. The propeller showed signs of having impacted the ground with no applied power. The blade tips were bent backward and there were noticeable scratch marks parallel to the width of the blades.

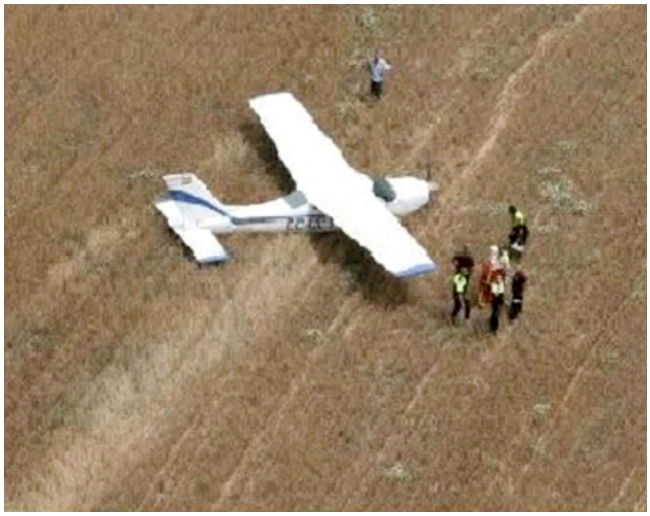

Figure 2. Aircraft after landing

Figure 3. Aircraft on the ground

1.3. Aircraft information

1.3.1. *Airframe*

Registration:	EC-GCX
Manufacturer:	CESSNA AIRCRAFT CO.

Model:	177 RG "Cardinal"
Serial number:	177 RG 0567
Year of manufacture:	1974
MTOW:	1,270 kg

1.3.2. *Engine*

Manufacturer:	LYCOMING
Model:	IO-360-A1B6D
Serial number:	L-12337-51A
Power:	200 HP

1.3.3. *Propeller*

Manufacturer:	McCAULEY
Model:	B3D36C428
Type:	Three blade, constant speed
Serial number:	010335
Governor:	McCauley DC290D1 F/T3, S/N 010521

1.3.4. *Airworthiness certificate*

Number:	3823
Category:	Normal airplane category
Issued:	17-11-2004
Expiration:	26-03-2008

1.3.5. *Maintenance*

The aircraft's approved maintenance program listed the following inspections:

A. Line Inspection, to be done every 50 h, no calendar limit.
B. Basic Inspection, to be done every 100 h, no calendar limit.
C. Periodic Inspection, to be done every 200 h, no calendar limit.

It also included the following notes:

Note 1. An inspection must be done every calendar year, consisting of performing the 50-, 100- and 200-hour inspections, if not already completed as required by the hour limit.
Note 2. The periodic engine inspections will coincide with the airplane's, as per the approved maintenance manual, except for the engine overhaul, which must be completed as per the current appendix to I.C. 35-03b, dated 15-03-1988, or a subsequent revision[2].
Note 3. The special airframe inspection items, as well as their calendar items, will be taken into account as per the airplane's approved maintenance manual.
Note 4. The propeller must be overhauled every 1500 hours or 5 years[3].

On the date of the incident, the aircraft had 2,864 total flight hours. On 15-02-2007, with 2,830:10 flight hours, its annual inspection was done. A year later, a new annual inspection was completed, over the course of which the propeller and governor had been removed from the aircraft, overhauled as required by the calendar limits, and then re-installed.

Once the scheduled maintenance tasks were complete, and so as to renew the Airworthiness Certificate, a check flight had to be completed. The permit to flight had been requested and granted, on 17-06-2008. It was valid for ten days and subject to the following conditions: no passengers, no payload, minimum crew and VMC. It was this permit that was used to conduct the flight on which the incident took place.

1.3.6. *Technical maintenance documentation*

According to the requirements of the aircraft's approved maintenance program, it must be maintained as per the latest Cessna 177 RG Maintenance Manual and Parts Catalog, and the engine as per the Avco Lycoming IO-360 Maintenance Manual.

The Maintenance Manual applicable to the aircraft was Cessna reference document D991-3-13, titled "Cardinal RG Series 1971 thru 1975 Service Manual", dated 01-09-1972, Revision 3, dated 01-09-1974. On the date of the incident, there were six temporary revisions to this manual issued by the manufacturer, of which only the first was included in the manual. The rest had been distributed separately, and were: 2, dated 03-10-1994; 3, dated 07-01-2000; 4, dated 07-10-2002; 5, dated 11-07-2005; and 6, dated 15-01-2008.

[2] In this case, the time interval between engine overhauls was 2,000 h.
[3] Since the propeller was of the variable pitch type, this note applies equally to the governor.

The installation of the propeller governor is described in Section 13, Sub-section 13.1 of said manual, which was modified by Temporary Revision 5 to the manual. Appendix A to this report includes the pages from the Maintenance Manual relevant to the governor and the text of Temporary Revision no. 5 to the Manual.

As regards the installation, Section 13-11 of the Manual, "INSTALLATION", Item c, states:

> "c. Install a new mounting gasket on the mounting studs. Install gasket with raised surface of the gasket screen toward the governor."

In Temporary Revision no. 5, the text in this section is modified to read:

> "c. Install new Lycoming part number 72053 Gasket on the mounting studs. Install a Lycoming LW-12347 Plate over the 72053 Gasket and a MS9144-01 Gasket over the LW-12347 Plate. Install gasket with raised surface toward the governor. Refer to Lycoming Service Instruction 1438 or latest revision."

Appendix B to this report is the Lycoming Service Instruction (SI) no. 1438A, dated 09-12-2005, which details the installation of the propeller governor on the engine using two gaskets and a plate between them. This installation is required on certain propeller governors to eliminate the possibility of oil leakage between the governor and the engine accessory housing.

Appendix C to this report is the Federal Aviation Administration's (FAA) Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) NE-06-08, dated 09-11-2005 and amended on 14-11-2005, which lists the known engine models, and the airplanes on which they are installed, affected by Lycoming Service Instruction no. 1438A. The list includes the Lycoming IO-360-A1B6D engine installed on Cessna 177 RG Cardinal airplanes.

1.4. Inspection of airplane after incident

The airplane was taken to the hangar at Cuatro Vientos airport, where the structural damage was verified to have been limited to that noted during the field inspection and confirmed to be, in general, minor.

The external inspection of the power plant confirmed the presence of an oil leak where the governor is coupled to the engine. Additionally, the engine could not be turned and the forward crankshaft retainer had shifted from its housing. A 4-cm hole was also found in the main engine crankcase, located between the no. 4 cylinder lifters, and due to which the camshaft was visible. The hole was apparently made by the impact from an unidentified engine component. As a result of the above, it was decided to inspect each component separately.

1.4.1. *Propeller inspection*

The assembly was removed from the group without any difficulty once the blades, whose tips were scratched and bent backwards (see Fig. 3) were confirmed to be in the lower pitch position. The damage to the blades showed that the aircraft had contacted the ground without thrust and at low rpm's.

The blades and hub components were then removed. No appreciable damage was found in any of these parts.

1.4.2. *Propeller pitch control (governor) and findings from inspection*

On the engine type installed on the aircraft, the propeller governor is installed in the fitting at the lower left of the engine accessory housing.

The governor is a device that varies the pitch of the propeller blades so as to maintain the rotation speed selected by the pilot. The variation is achieved by applying the pressure generated by the governor's own pump to the pitch actuator, which is located in the propeller hub. The pump is supplied by engine oil, which it takes directly from the crankcase before it flows through the filter. On the type of propeller installed on the aircraft, the pitch increases to minimum rpm's by increasing the pitch actuator pressure when the pilot moves the control to higher positions, and decreases to maximum rpm's by the effect of the centrifugal force of the blades when the pilot reduces the pressure by moving the control downward.

The inspection of the governor confirmed the visual indications of the leak mentioned earlier. There was no damage to either the mechanical linkage from the cockpit control to the governor nor to the line that carries oil from the governor to the pitch actuator in the propeller hub. This line was found to contain only a few drops of a dense, gray-colored oil. The small amount of oil in the line indicated that the oil flow had been cut off prior to the stoppage of the propeller.

The governor was removed from its vent in the engine accessory housing without any problems. It was confirmed that there was only one MS 9144-01 type gasket in the engine coupling, as required by the aircraft's Service Manual. There was a large amount of metal shavings in the gasket screen.

The exact cause of the oil leak at the engine coupling could not be determined. The likely possibilities include a defect in the gasket, either pre-existing or caused during the installation, improper tightening of the bolts that attach the governor to the engine, either due to the wrong applied torque or, because of a faulty installation, the grooved

end of the governor was in contact with the depth of the engine drive gear such that the governor body could not be tightened against the engine. The leak could also have been caused by a combination of these factors.

The governor itself was inspected at the workshop of the specialized company that had done the overhaul before the flight and using the same test bench. The resistance to rotation found at the start of the inspection disappeared when the metallic particles, both magnetic and non-magnetic, that had collected at the oil inlet and outlet ports were removed. Functional tests were then performed on the test bench and resulted in stable operation within tolerances. The governor was removed and its internal components found to be in good overall conditions. There was only some localized wear on the non-moving parts caused by friction with rotating parts.

In light of the results of the inspection, it was concluded that even though the oil leak had affected its operation, the governor had not malfunctioned.

1.4.3. *Engine inspection*

When the engine was disassembled, a large amount of metallic, both magnetic and non-magnetic, shavings were found in the lower crankcase (Fig. 4) and greasing ports, and especially in the filter mesh at the suction to the engine oil pump. When the inside of this pump was inspected, its components were found to be in good condition, with only minor wear caused by friction between the gear teeth and the housing. The pump did not show any signs of having been run without oil.

Figure 4. Metal particles and shavings in the crankcase

The cylinders were then disassembled from the main crankcase. The connecting rods on the nos. 2, 3 and 4 cylinders had detached from the crankshaft and showed signs of severe overheating, as evidenced by the flow of material in a longitudinal direction, especially in the no. 2 cylinder (Fig. 5). Some of the crankshaft bearings had also fractured and exited the race, causing scorching of the journal (Fig. 6). The damage to the main components increased with their distance from the oil pump. The no. 1 cylinder connecting rod remained attached to the crankshaft and its bearings; though they also showed signs of a lack of grease, they were not scorched.

Figure 5. No. 2, cylinder, partly disassembled, showing broken connecting rod

Figure 6. Scorched crankshaft journal and loose metallic debris

The engine did not show any of the typical signs of seizing, such as static fractures of connecting rods and cylinders without any apparent deformations. In this case, considerable plastic deformation was found, caused by pulling in excess of the material's creep load at high temperature over a period of time, typically resulting from operating the engine at high rpm's, even above the maximum allowed (overspeed) with increasingly insufficient lubrication.

In general, the engine mount bearings were in good condition and had traces of lubricating oil. There was much less oil found inside the engine than should have been present under normal conditions.

In summary, the damage found was consistent with an engine operated at high rpm's, possibly above the overspeed limit, in combination with a loss of oil that impeded its proper lubrication and resulted in excessive heating of the engine's moving parts.

The disassembly of the engine's remaining components and accessories did not reveal the presence of other damage or provide additional information.

1.5. Pilot's statement

During the investigation into the incident, the pilot provided a report that details, among other things, the history of the flight, a description of the flight and some personal conclusions.

As described in this report, the airplane took off at approximately 13:30 (local time) from runway 10 at Madrid-Cuatro Vientos Airport. The magneto, regulator, flight controls and other typical tests had been performed satisfactorily. Following the takeoff circuit, the pilot reduced engine speed and adjusted the altitude to 3,000 ft, departing the CTR circuit via point W.

He then climbed to 4,000 ft and, after just five minutes of flight, at a distance of 4.5 km west of Villaviciosa de Odon, detected a loss of thrust and increased engine rpm's above 2,800, in excess of the maximum allowed. When he attempted to lower the rpm's, the pilot noted that the propeller pitch control was not responding, after which he proceeded to turn toward the field while decreasing power to idle in an effort to limit engine damage. He also reported his position and status to ATC. The pilot then attempted to glide back to the airport, but upon noticing that the success of this operation was not guaranteed, he applied moderate thrust to obtain more power from the engine. Doing this caused the engine rpm's to climb above 2,800 once again, resulting in strong vibrations that caused the cover on the control panel to fall and smoke that smelled of oil to enter the cockpit.

Given the situation, the pilot decided to execute an emergency landing with the landing gear up, since he could not ascertain the topography of the wheat field on which he had decided to land. Prior to the landing, which was controlled, he shut off the fuel, contact and battery. As already noted, the aircraft traveled some 70 m over the terrain and stopped after turning some 60° with respect to the landing roll.

The pilot left the aircraft in the event a fire broke out. He returned later after the situation was under control to inform ATC of his position. A helicopter from the Traffic Authority reported to the site within ten minutes.

1.6. Additional information

1.6.1. *Similar incidents in the NTSB database*

A check of the United States National Transportation Safety Board (NTSB) database revealed two similar events, references LAX96LA270 and SEA07LA172, which took place on 13-07-1996 and 18-06-2006, respectively, and involved CESSNA 177 RG aircraft, registrations N52185 and N2144Q. Both flights had taken place immediately after installing the propeller governor. In the first case the governor had been removed to repair a malfunction, and in the second, for an overhaul. The flights lasted 1:40 and 1:10 h, respectively.

The investigation into these events, which did not result in any injuries to persons, revealed that in both cases, the governor had been coupled to the engine using a single MS9144-01 gasket and that oil had leaked through this coupling. In both cases the leak caused a loss of oil pressure in the propeller governor, with the ensuing positioning of the blades in the fine pitch position and a loss of thrust, along with a lack of lubrication in the engine, which led to the overheating of the connecting rod sleeves and of the connecting rods themselves, especially near the crankshaft. This resulted in the plastic deformation and eventual fracture of some of these components.

As detailed in the relevant NTSB reports, the loss of oil pressure in the propeller governor and the lack of engine lubrication was caused in both cases by an oil leak at the propeller governor-engine coupling. The oil leak had resulted because only a single MS9144-01 gasket had been installed instead of a Lycoming 72053 gasket, a Lycoming LW12347 plate and then a MS9144-01 gasket on top.

1.6.2. *Installation of the propeller governor on this aircraft*

The Authorized Maintenance Center (AMC) where the airplane's propeller governor had been removed and then re-installed had the applicable maintenance documentation, which it kept updated via an electronic CD-ROM subscription (Avantext TechPubs CD).

As part of the investigation, it was noted that the applicable edition of said CD-ROM (with the applicable updates from April to June 2008) included the Maintenance Manual, reference D991-3-13, titled "Cardinal RG series 1971 thru 1975 Service Manual", dated 01-09-1972, Revision 3, dated 01-09 1974, which included Temporary Revision 1, in addition to Temporary Revisions 2, dated 03-10-1994, 3, dated 07-01-2000, and 4, dated 07-10-2002

By the date of the incident, the AMC had already received the CD-ROM with the updates applicable for the next quarter, which included Temporary Revision 6, dated 15-01-2008, but did not include Revision 5 or make any reference to it.

The Maintenance Manual applicable to more modern versions of the same aircraft type, Cessna reference document D2009-4-13, titled "Cardinal RG Series 1976 thru 1978 Service Manual", dated 02-10-1995, discussed the installation of the propeller governor using the same terms as in D991-3-13, and had been modified via Temporary Revision 6, dated 01-05-1997.

When the airplane manufacturer was questioned about the applicable manuals, investigators were referenced to the on-line distribution of said manuals, which was accessed on 14-01-2009 and found to be identical to the CD-ROM edition. Specifically, it included Temporary Revisions nos. 2, 3, 4 and 6 to reference manual D991-3-13, but it did not include or make any reference to no. 5.

When the manufacturer was questioned about this, it submitted the Temporary Revision no. 5, dated 11-07-2005, included in Appendix A, which has a note stating that the revision "will be incorporated to the Manual at a later date". It was then that the existence of this temporary revision was confirmed and verified to be similar to revision no. 6 of reference manual D2009-4-13.

The current version of the Maintenance Manual, reference D991-3-13, included in the electronic CD-ROM version includes Temporary Revision no. 5 to said manual. It is not, however, included in the on-line version.

1.6.3. *Propeller and engine overspeed criteria*

As indicated in 1.5, the aircraft pilot reported that the engine rpm's climbed above 2,800, meaning that the maximum rpm rate of 2,700 specified for the engine and propeller type outfitted on the airplane was exceeded.

As regards the propeller, its manufacturer, McCauley, specifies the inspection criteria for those propellers that have been exposed to overspeed conditions in Service Letter 1998-23, dated 21-09-1998, included here as Appendix D. Specifically, for propellers installed in reciprocating engines that have not exceeded a 15% of the the maximum rated (takeoff) rpm's, only a general external visual inspection is required. No additional actions are specified.

The mechanism that changes the pitch on the propeller blades has physical stops that limit the turn rate on this propeller type to approximately 2,800 rpm. This rate is noticeably below the 2,980 rpm's that would correspond to a 15% overspeed in this case.

As regards the engine, its manufacturer, Lycoming, specifies the criteria for inspecting engines that have been exposed to overspeed conditions in its Mandatory Service Bulletin No. 369J, dated 22-11-2004, and which is also included here in appendix D. It defines the term "momentary overspeed" as "an increase of no more than 10% of rated engine RPM for a period not exceeding 3 seconds", and states that an instantaneous overspeed is allowable in fixed-wing aircraft. It also establishes inspection criteria depending on whether the overspeed was less than or equal to 5%, between 5 and 10% or in excess of 10% of rated engine rpm's. Specifically, for engines of the type outfitted on the incident airplane that do not exceed 5% of their rated rpm's, it specifies that the causes of the overspeed must be determined and corrected. In this case the overspeed was 2,835 rpm's.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

The aircraft pilot described a situation in which the engine rpm's climbed above 2,800, meaning that the maximum rated rpm's for the engine and propeller type outfitted on the airplane were exceeded. The propeller pitch did not respond to his attempts to adjust it and the rpm's only dropped when he set the throttle to idle. Then, when he opened the throttle slightly, the engine once again exceeded 2,800 rpm's, the airplane vibrated and smoke smelling of oil entered the cockpit.

The inspection of the power plant components revealed the presence of an oil leak at the governor-engine coupling. Additionally, as described in 1.4.3, the engine inspection showed damage that was consistent with a high rotation rate that may

even have involved an engine overspeed condition. Concurrent with this was the oil leak that hampered the lubrication of the engine and led to the overheating of the engine's moving parts. Finally, the inspection of the propeller governor showed that even though the oil leak had affected its operation, the governor itself had not malfunctioned.

Based on the inspection criteria specified by the respective engine and propeller manufacturers for components exposed to overspeed conditions, the situation described by the pilot would have corresponded to a momentary overspeed or, at most, to an overspeed below 5% of the engine's rated rpm's. These engine and propeller overspeed conditions alone should not have produced the damage found in the engine.

In light of these considerations, it may be concluded that the damage found in the aircraft's engine resulted from an engine oil leak in the area where the propeller governor is coupled to the engine. This leak gave rise to a gradual reduction in the amount of oil in the engine, with the ensuing drop in the flow of lubricating oil. The flow received by the governor was sufficient for its continued operation since its oil is supplied directly by the engine's oil pump. Under these conditions, the engine's moving parts overheated, leading to increased load torque in these components which would have tended to reduce their rotation rate. The governor reacted to this drop in rotation rate by reducing the pitch of the blades. Since the engine rpm's did not recover, it is probable that the engine behaved in such a way that the propeller blade pitch was reduced to the minimum practically instantaneously, to the point where the blades could have reached their physical stops. This would have resulted in the sudden increase in rpm's, which aggravated the damage already being caused by the engine's moving parts.

In the case at hand, Lycoming Service Instruction (SI) no. 1438A, dated 09-12-2005, is applicable in that is specifies that certain propeller governors must be coupled to the engine using two gaskets and a plate so as to eliminate the possibility of oil leaking between the governor and the engine accessory housing. Since the installation in this case was completed using a single gasket, the result was a leak that, at least initially, must have been small and slow to develop, as determined by the amount of oil recovered during the inspection, the time elapsed between engine start-up and when the pilot detected the overspeed, the extent of the warping of the engine's internal components, and the fact that the engine oil pump and the propeller governor had sufficient oil to keep running at all times.

Since the propeller governor is considered to be an aircraft component, the Aircraft Maintenance Manual must include the instructions for its proper installation and, as noted in 1.6.2, in this case, even though the manual included the modification issued as Temporary Revision no. 5, this revision had not been made available to users who accessed the electronic version of said manual. This is considered to have been a contributing factor to the incident.

3. SAFETY RECOMMENDATIONS

Since, as noted in the last paragraph in 1.6.2, the manufacturer has yet to include Temporary Revision no. 5 to the electronic on-line version of its Maintenance Manual, reference D991-3-13, the issuance of the following safety recommendation is deemed necessary:

REC 15/2011. It is recommended that the Cessna Aircraft Co. include Temporary Revision no. 5, dated 11-07-2005, to the on-line distribution of the electronic edition of its Maintenance Manual, reference D991-3-13, titled "Cardinal RG Series 1971 thru 1975 Service Manual", dated 01-09-1972, Revision 3, dated 01-09-1974, in addition to the temporary revisions already included in said distribution.

The Manufacturer has accepted this Safety Recommendation.

APPENDIX A

Cardinal RG Series 1971 thru 1975 Service Manual:
– 13-7 a 13. Propeller Governor
– Temporary Revision Number 5

APPENDIX B
Lycoming Service Instruction (SI) No. 14381,

APPENDIX C

Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) NE-06-08 United States Federal Aviation Administration (FAA)

APPENDIX D

Propeller and engine overspeed criteria:
– McCauley Service Letter 1998-23
– Lycoming Mandatory Service Bulletin No. 369J

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	**Tuesday, 25 August 2009; 14:30 local time**
Site	**Ibiza Airport**

AIRCRAFT

Registration	**N31145**
Type and model	**PIPER PA 46-500TP "Malibu": Serial number 46-97215**
Operator	**Private**

Engines

Type and model	**PRATT & WHITNEY PT6A-42A**
Number	**1; Serial number RM0234**

CREW

Pilot in command

Age	**54 years old**
Licence	**Commercial Pilot License (CPL(A))**
Total flight hours	**Not available**
Flight hours on the type	**Not available**

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			**1**
Passengers			**1**
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	**Damage to nose gear tire and wheel**
Third parties	**None**

FLIGHT DATA

Operation	**General aviation – Private flight**
Phase of flight	**Climbing to cruising altitude**

REPORT

Date of approval	**9 June 2011**

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Description of event

The PIPER PA 46-500TP aircraft, registration N31145, was scheduled to make two flights on Tuesday, 25 August 2009: one, early in the morning, from Lausanne (Switzerland) to Ibiza (Balearic Islands), and then a return flight to the point of origin.

As reported by the pilot, the first leg of the flight was uneventful.

After picking up a passenger as planned, the return flight started under weather conditions suitable for the flight, with no clouds or wind and a high temperature. The airplane took off at 13:56 from runway 24 at Ibiza airport, after which the pilot requested to climb to 3,000 feet.

During the climb, the pilot noted that the red "GEAR" warning light remained lit on the warning panel. This indicated that the gear was not fully retracted, although the gear doors may have been shut (as defined in the Airplane Flight Manual).

After requesting permission to leave the flight level, the pilot reduced speed to the limits specified for lowering and raising the gear. During the first attempt, the pilot noted that on lowering the gear, the three green lights for the gear illuminated, indicating that the gear was down and locked. Upon raising it, the red "GEAR" warning was once again lit.

The pilot asked the passenger to look at the two main gear legs, which are visible from the rear seat she was occupying, while he cycled the gear three times, adjusting the speed to the limits specified in the flight manual. The results were the same as those noted earlier.

Upon concluding these maneuvers, he decided to report the problem and return to Ibiza Airport. While on final approach, the pilot noted that after lowering the gear, the three green gear lights turned on. He decided to make a long flare and land gently.

After the aircraft had slowed sufficiently, the pilot attempted to exit the runway by turning the rudder slightly to the right, which unexpectedly caused the aircraft to come to an abrupt halt. After repeated attempts to leave the runway, the pilot concluded that the aircraft would not move under its own power.

The pilot reported the situation to ATC and requested assistance from emergency services. After stopping the engines and securing the aircraft, both occupants left the airplane uninjured under their own power.

Upon reaching the scene, emergency services noticed that the airplane was in good overall condition, but that the nose gear wheel was turned 90° with respect to the aircraft's longitudinal axis. The tire casing was destroyed and the wheel was worn from rolling on the pavement.

It was also noted that the scissor linkages on the nose gear (mechanism that transmits the torque on the wheel to the upper gear assembly and that limits the travel of the strut depending on the weight on the wheel while on the ground) had become loose.

1.2. Additional information on aircraft and pilot

The aircraft had a valid "normal" category Airworthiness Certificate, no. ODARF-511281-CF, issued by the FAA on 9 August 2005.

The manufacturer's maintenance manual states that the inspection of the nose gear and its components must be conducted every 100 hours. This inspection includes a check of the torque on the bolts.

The following inspections were logged as part of the aircraft's maintenance program:

Inspection type	Date	TSN (Time Since New)
100 h	12/02/2009	414
200 h	08/04/2009	433

Before the incident flight, the aircraft, manufactured in 2005, had accumulated a total of 500 flight hours.

1.3. Inspection of aircraft

Figure 1 shows a photograph of the nose gear after the incident, as seen from the front of the aircraft. Notice how, as mentioned earlier, the wheel is at a 90° angle with respect to the aircraft's longitudinal axis. The scissor linkages on the gear, labeled on the figure, are separated, with the upper one pointing forward and

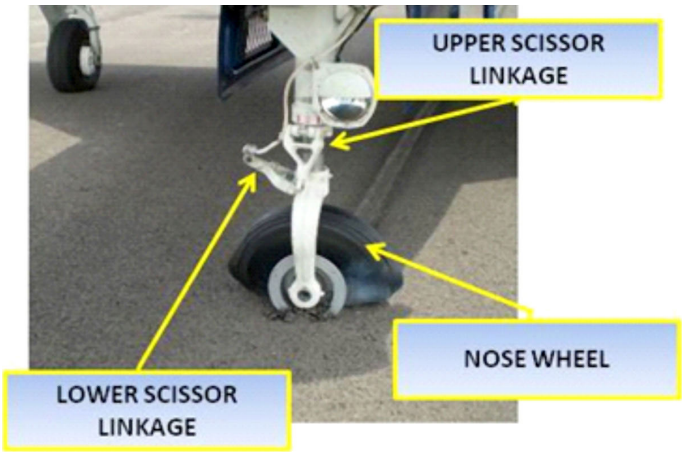

Figure 1. Nose landing gear

the bottom one pointing to the right of the aircraft. Finally, the tire is practically destroyed.

The screw that under normal conditions joins the scissor linkages through their lugs was found attached to the lower linkage, though without a nut. Under normal conditions, the screw has a crown nut that is held in place using a split pin. None of these components was found during the visual inspection.

Figure 2. Screw detail

Figure 2 shows a properly installed attaching screw and crown nut, which hold the two scissor linkages together.

As the figure shows, neither the body nor the orifice for the split pin on this screw exhibit any deformation or any other sign of having been subjected to excessive stresses. There is also no damage to the threaded portion.

The as-found condition of the screw indicates that, in all likelihood, the linkages separated when the screw became unthreaded.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

The facts analyzed above and the results of the inspections conducted point to the following conclusions:

- The incident took place because the linkages on the nose gear scissors separated. This separation caused the nose wheel assembly and its attachment fitting to the lower part of the strut to rotate about its axis while on the ground into a position that was perpendicular to the direction of motion. Judging by the position of the wheel in Figure 1, the assembly twisted to the right, and is consistent with the pilot's action to exit the runway.
- The normal appearance, integrity and characteristics of the screw that attaches the linkages, which exhibited no damage to its body, split pin orifice or thread, indicate that the separation did not occur as a consequence of possible overloading of the nose gear.
- The linkages separated as a result of the loss of the nut on the screw that holds the linkages together, even though the nut should have been crowned and had a split pin to hold it in place.
- Neither of these components (nut or pin) was found after the event, meaning they were not available for analysis. Nevertheless, in light of the good condition of the

screw that was recovered, the loss of the nut and the subsequent separation of the scissor linkages is believed to have occurred due to the progressive loosening of the nut from the screw and to an existing fault of the pin. This fault could have been due to the fracture of the pin as a result of using the incorrect material, to the improper installation of the pin or to its absence.

- The nut probably fell off during the takeoff run, with the resulting misalignment of the scissor linkages causing the cockpit warning that appeared when the gear was retracted.