

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL

Boletín Informativo

5/2008



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

5/2008



**GOBIERNO
DE ESPAÑA**

**MINISTERIO
DE FOMENTO**

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-08-009-5
Depósito legal: M. 14.066-2002
Imprime: Diseño Gráfico AM2000

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 produjeron los eventos objeto de la investigación, con sus causas y con sus consecuencias.

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

Consecuentemente, el uso que se haga de este 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

<u>Referencia</u>	<u>Fecha</u>	<u>Matrícula</u>	<u>Aeronave</u>	<u>Lugar del suceso</u>	
IN-012/2005	25-04-2005	EC-EXF	McDonnell-Douglas MD-87; S/N 49.832	Aeropuerto de San Sebastián	1
A-017/2005	20-05-2005	EC-DKB	Piper PA-28 181 Archer II	Aeródromo de la Axarquía (Málaga)	35
(*) IN-046/2005	06-08-2005	F-GZDO	Pilatus PC6/B1H2	Aeródromo de Ocaña (Toledo)	41
(*) IN-044/2006	27-07-2006	EC-FDE	Piper PA-34-200T	Aeropuerto de Valladolid	45
IN-046/2006	01-08-2006	EC-HLQ	Piper PA-34-200T	Aeropuerto de Madrid Cuatro Vientos .	53
A-047/2006	01-08-2006	D-HAFV	Agusta Bell AB-412	Cortes de la Frontera (Málaga)	59
A-024/2007	09-06-2007	EC-HST	Rockwell Commander 114	Aproximación al Aeropuerto de Bilbao .	69

ADENDA	75
---------------------	----

(*) 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
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AFCS	Sistema automático de control de vuelo
AIP	Publicación de Información Aeronáutica
APU	Unidad de potencia auxiliar
ASL	Sobre el nivel del mar
ATM	Administración del Tránsito Aéreo
ATPL(A)	Licencia de piloto de línea transporte aéreo (avión)
ATS	Servicios de Tránsito Aéreo
ATT	Actitud (de vuelo de la aeronave)
BRICA	Brigada de Refuerzo Contra Incendios de la Comunidad Andaluza
C/B	Disyuntor eléctrico («Circuit Breaker»)
CAS	Velocidad calibrada respecto al aire
CAT II	Categoría II (ILS)
CAT III	Categoría III (ILS)
CAVOK	Visibilidad, nubes y condiciones meteorológicas actuales mejores que los valores o condiciones prescritos
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
COOR	Coordinación (de servicios de tránsito aéreo)
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CRI(A)	Instructor de habilitación de clase de avión
CTE	Comandante
CVR	Registrador de voz en cabina
DEG	Grado
DFDR	Grabador de datos de vuelo digital
DIST	Distancia
DME	Equipo de medición de distancia
EPR	Relación de presiones en motor
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FAR	Normas Federales de los Estados Unidos de América
FCU	Unidad de control de combustible
FI(A)	Habilitación de instructor de vuelo de avión
ft	Pie(s)
GPS	Sistema de posicionamiento global
GPU	Unidad de potencia auxiliar de tierra
h	Hora(s)
Ha	Hectárea(s)
HP	Helipilot
HP	Caballo(s) de vapor
IATA	Asociación de Transporte Aéreo Internacional
IBE	Indicativo del operador Iberia
ILS	Sistema de aterrizaje instrumental («Instrumental Landing System»)
IR(A)	Habilitación de vuelo instrumental de avión
ITT	Temperatura interior de turbina («Inter Turbine Temperature»)
kg	Kilogramo(s)
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
m	Metro(s)
mm	Milímetro(s)
LECU	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Madrid Cuatro Vientos
LESO	Aeropuerto de San Sebastián, código OACI
LEAX	Indicativo de lugar del Aeródromo de la Axarquía
LT	Hora Local
m	Metro(s)
MBO	Manual Básico de Operaciones

Abreviaturas

ME	Multimotor («Multi-engine»)
MEL	Listas de equipo mínimo
MN	Milla(s) náutica(s)
N	Norte
N1	Rpm del carrete 1 del motor
N2	Rpm del carrete 2 del motor
NDB	Radiofaro no direccional
n.º 1	Motor izquierdo del avión
n.º 2	Motor derecho del avión
NOTAM	Noticia o aviso para los aviadores
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OPS	Operaciones (organización dentro del operador o de los servicios ATS)
P/N	Número de parte
RCA	Reglamento de Circulación Aérea
rpm	Revoluciones por minuto
RWY	Pista de vuelo («Runway»)
SAS	Sistema de aumento de la estabilidad («Stability Augmentation System»)
SDR	«Service Difficulty Report»
SEI	Servicio de extinción de incendios
TARSYN	Conjunto de giróscopos que proporcionan la información de la actitud del helicóptero
THRS	Umbral de pista («Threshold»)
TWR	Torre de control de aeródromo
UTC	Tiempo Universal Coordinado
V1	Velocidad de decisión en el despegue
V2	Velocidad de seguridad de subida inicial después de la retracción de tren
Vc	Velocidad de ráfaga / velocidad de crucero
VIB FB	Vibración en banda ancha de compresor
VIB FN	Vibración en banda estrecha de compresor
VIB TB	Vibración en banda ancha de turbina
VIB TN	Vibración en banda estrecha de turbina
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF
W	Oeste

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 25 de abril de 2005; 15:10 h UTC
Lugar	Aeropuerto de San Sebastián

AERONAVE

Matrícula	EC-EXF
Tipo y modelo	McDONNELL-DOUGLAS MD-87; S/N 49.832
Explotador	Iberia, L.A.E.

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY JT8D-217C
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	57 años	35 años
Licencia	ATPL(A)	CPL(A)
Total horas de vuelo	23.000 h	2.000 h
Horas de vuelo en el tipo	15.000 h	1.700 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			5
Pasajeros			65
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Mayores en el motor derecho
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Regular – Interior – De pasajeros
Fase del vuelo	Despegue y aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	19 de noviembre de 2008
---------------------	--------------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El día 25 de abril de 2005 la aeronave MD-87, con matrícula EC-EXF, operada por Iberia, despegaba a las 15:10 h¹ en el Aeropuerto de San Sebastián por la pista 22. Realizaba el vuelo regular programado, IBE-0453 con destino Madrid-Barajas. A bordo de la aeronave, 65 pasajeros y una tripulación compuesta por el piloto, el copiloto y 3 tripulantes de cabina de pasajeros, ocupaban sus asientos antes del despegue.

Las condiciones meteorológicas eran VMC con viento ligero o en calma, no había precipitación y la temperatura era de 15 °C. La pista utilizada, RWY 22, de 1.754 m de longitud, estaba seca. El peso total al despegue de la aeronave era de unos 48.600 kg. El máximo peso autorizado para las condiciones reinantes de viento en calma, limitado por las prestaciones de subida debido a obstáculos en la senda de ascenso después del despegue, era de 57.000 kg. Con ligero viento en cola, como el que le comunicó Control en la autorización de despegue, la longitud de pista vendría a ser el factor limitativo del peso al despegue, que sería entonces de 53.800 kg.

En el despacho del vuelo se registró un retraso de unos 10 minutos que se anunció, debido a causas técnicas, que en concreto se debieron a dificultades para la puesta en marcha de los motores principales con el APU propio del avión. Con la ayuda de una unidad de potencia de tierra, GPU, la aeronave encendió sus motores con normalidad y rodó hacia la cabecera de la pista 22. Seleccionó potencia de despegue en posición estática, soltó frenos y aceleró hasta la velocidad de despegue, yéndose al aire. En ese mismo momento una bandada de varias decenas de gaviotas que estaban posadas en la pista y sus proximidades levantaba el vuelo y las aves impactaban con la aeronave. Al menos cinco cuerpos inanimados de aves se recogieron en la pista. Las aves que se introdujeron en el motor derecho rompieron álabes de fan y causaron fuertes vibraciones de ese motor. Desde la torre de control se apreció el ruido de explosiones procedentes de la aeronave y avisaron a la tripulación de que se observaban llamas saliendo del motor derecho.

La tripulación paró el motor dañado y descargó una botella extintora en ese motor. Declaró la emergencia y ascendió virando a la derecha rodeando el monte Jaizquibel de 1774 ft de elevación máxima, para iniciar un inmediato aterrizaje en la misma pista de la que había despegado.

La aproximación, con un motor parado, se hizo con flap de 28° y el aterrizaje se completaba unos ocho minutos después del despegue. Durante la frenada con utilización de los inversores de empuje del motor operativo se produjo un fallo de ese motor, con entrada en pérdida del compresor y aparentemente, fuego. Una vez

¹ Todas las horas son UTC. Para obtener las horas locales (LT), es necesario sumar dos horas a las horas UTC.

detenido el avión en el último tercio de la pista y con la asistencia de los bomberos que habían seguido a la aeronave tras la toma y que se habían posicionado detrás de ella, se realizó el desembarco de los pasajeros por la escalerilla delantera y se dirigieron caminando a la terminal del aeropuerto situada a unos 800 m de distancia.

No se produjeron lesiones en la evacuación y los servicios médicos solo atendieron a un caso que mostraba un cuadro de ansiedad.

1.2. Información de aeronave

1.2.1. General

Fabricante:	Boeing Company
Modelo:	MD-87
N.º de fabricación:	49832
Matrícula:	EC-EXF
Propietario:	Iberia
Explotador:	Iberia

Certificado de aeronavegabilidad:

Clase:	Normal
Fecha de validez:	06-05-06

1.2.2. Sistema de monitoreado de vibraciones de motor

Cada motor dispone de dos captadores de vibraciones, montados en el área del compresor y en el área de la turbina respectivamente. Una unidad electrónica de filtrado y acondicionamiento de las señales permite discriminar entre las vibraciones en banda ancha y las vibraciones en banda estrecha en relación con la velocidad de giro de los carretes de alta y de baja del motor.

Las vibraciones se miden en milésimas de pulgadas por segundo, como amplitud o velocidad máxima de la vibración. Valores de vibración hasta de 1,5 mils/sec son normales, aunque la indicación más característica de un fallo interno en el motor es el salto súbito en el nivel de la vibración.

Los cuatro parámetros de vibraciones a lo largo del tiempo se registran con periodicidad de dos segundos en el DFDR y además se presentan a los pilotos en cabina para el monitoreado en tiempo real del funcionamiento de los motores. Dos indicadores, uno

para cada motor, y dos conmutadores permiten discriminar si el origen de las vibraciones procede de la zona de compresor o de turbina y si la vibración está ligada a las velocidades de giro de los motores.

1.2.3. *Sistemas de detección y antifuego de los motores*

Dos cadenas de detección de fuego en cada motor alertan de temperaturas elevadas en la zona exterior al flujo principal de gases del motor, que disparan alarmas acústicas y visuales.

La aeronave dispone de dos botellas de agente extintor que pueden descargarse sobre cualquiera de las unidades de la planta de potencia, (los dos motores principales y el APU), por el accionamiento de unas manecillas situadas sobre el panel central de instrumentos y debajo de la visera o por dos interruptores en el panel de APU. El accionamiento de una manecilla, corta al mismo tiempo el suministro de combustible y el de hidráulico al motor principal seleccionado.

1.2.4. *Lista de Equipo Mínimo en relación con el APU*

La unidad de potencia auxiliar APU tiene que estar operativa para la operación nocturna y para todas aquellas operaciones en condiciones meteorológicas adversas que implican lluvia fuerte, engelamiento o pistas contaminadas. En el resto de los casos Mantenimiento debe verificar que las compuertas ram y no-ram están cerradas y los C/B del control de APU están saltados y con su collarín antiinserción puesto.

Aunque el APU esté operativo si la válvula de control de sangrado falla el arranque de los motores principales no se puede hacer con el APU y se debe emplear una fuente de neumático externa, GPU. En esos casos se debe comprobar que esta válvula se asegure en posición cerrada y que el interruptor de APU Bleed Air no esté en ON.

1.2.5. *Prestaciones de despegue del MD-87*

En San Sebastián, con peso de 48.600 kg y temperatura de 15 °C y con fallo de un motor en el despegue, a la velocidad de V1, las prestaciones del avión permitían completar el despegue y seguir subiendo con gradiente superior al necesario para despejar todos los obstáculos.

1.2.6. *Performances de aterrizaje del MD-87*

Para configuración de 28° de flap, peso de 48.600 kg, viento en cola de 5 kt, y pista seca, la longitud requerida de aterrizaje es de 1.450 m.

1.3. Información meteorológica

La información de viento proporcionada por control a la aeronave antes del despegue, y después, antes del aterrizaje en emergencia, era de viento del Norte con ligera componente de viento en cola para la pista 22 y temperatura de 15 °C.

1.4. Comunicaciones

La aeronave mantuvo comunicaciones con las dependencias de control que se relacionan a continuación:

Conversaciones Avión – Torre

Se recogen las informaciones más relevantes de las conversaciones:

14:48:03 IBE 0453 solicita puesta en marcha y TWR autoriza.
14:57:10 IBE 0453 comunica que por problema técnico intentarán la puesta en marcha más tarde.
15:02:48 IBE solicita y se le concede puesta en marcha de las turbinas.
15:09:50 TRW autoriza a despegar al vuelo IBE 0453.
15:10:44 TWR «IBE5403, Torre».
IBE: «Sí, hemos notado el impacto, parece en la parte de morro. ¿Nos confirma usted algo más?».
TWR: «Yo veo salir llama del motor derecho». «... ¿Intenciones?».
IBE: «Pues volver al campo lo antes posible».
15:11:50 IBE: «Eh, declaramos emergencia para su información».
15:12:20 IBE pide confirmación de si siguen saliendo llamas pues en cabina no tienen notificación de fuego. TWR contesta que no se lo pueden confirmar.
15:15:52 TWR autoriza el aterrizaje de IBE 0453.
15:18:44 TWR: «Ahora en el motor izquierdo».
IBE: «¿Confirma fuego en el izquierdo?».
TWR: «Afirma»
15:19:13 IBE: «Me confirma si sigue el fuego».
TWR: «No, ahora no» ... «Han sido unas explosiones».
A continuación TWR pregunta a IBE si quieren que acudan los bomberos como medida precautoria, con respuesta afirmativa de la tripulación.

En las conversaciones Avión – Torre no se hizo mención a la presencia de aves en la pista.

Conversaciones Avión – Torre – Servicio anti-incendios

Autorizan al camión de bomberos a entrar en pista tras la aeronave. Enfrían la zona del pavimento por detrás del avión con espuma y supervisan el desembarco de los pasajeros.

- 15:19:42 TWR pide a los bomberos que vayan al avión de Iberia.
15:20:22 Bomberos comunican directamente a IBE que están a 100 m y que no ven ningún fuego y que están preparados para intervenir.
15:22:21 IBE comunica que están desalojando el avión
Bomberos confirman que no hay fuego.

Conversaciones Torre – Coordinación, ATM y OPS

- 15:11:28 TWR a COOR: «Al motor derecho le salen llamas».
15:21:53 TWR a COOR: Le comunica que el aeropuerto está cerrado.
15:34 aprox. TWR a ATM: Explica que hubo un problema técnico... «que después al despegar... en el motor derecho tenía fuego, salían como llamas y se ha oído también como una explosión... él dice que no ha tenido indicación de fuego a bordo».
15:50:07 TWR a COOR «Oye lo que no sé es con la emergencia, él ¿es él el que tiene que declarar emergencia?».
COOR a TWR «Pues, me lo estoy mirando ahora por que si quieres que te diga la verdad tampoco lo sé... como no pasaba...».
16:06:19 TWR a COOR: «Sí, según subía salía todo el rato fuego».
16:43:54 TWR a COOR: «Oye ¿Sabes qué está cogiendo la señalera por ahí?».
COOR a TWR: «... alguna gaviota que le ha debido influenciar en un motor...».
16:48:50 TO (Operaciones) a TWR: «¿... no se le ha hecho ningún requerimiento para salir y espantar gaviotas...? ... confirmarlo contigo».
TWR a TO: «No, no, ¿Eso cómo funciona? Porque...».
TO a TWR, da explicaciones de un cierto procedimiento iniciado por el piloto si observa gaviotas. Este lo comunica a TWR y TWR llama al señalero para que dispare salvas.

Diversas comunicaciones se refieren al cierre del aeropuerto, publicación del NOTAM, labores del remolcado de la aeronave hasta la plataforma, limpieza y supervisión de la pista y finalmente la puesta en servicio del aeropuerto a las 18:15 aproximadamente.

1.5. Información de aeródromo

El Aeropuerto de San Sebastián está situado en una planicie en la margen izquierda de la ría del Bidasoa que es fronteriza con Francia. Su elevación es de 16 ft. Dispone de una única pista RWY 04-22 de 1.754 m de longitud. Al Norte del aeropuerto, la prolongación de la pista sobrevuela territorio francés.

Hacia el Sur del aeropuerto, los obstáculos orográficos obligan a una senda de ascenso en suave viraje hacia la izquierda. Al Noroeste de la pista se sitúa la ciudad de

Hondarribia (Fuenterrabía), e Irún al Sur, con el monte Jaizquibel de 1.774 ft de altura al Oeste.

El aeropuerto dispone de ayudas electrónicas VOR-DME y NDB.

1.6. 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.

1.6.1. 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.

Los cuatro parámetros de vibraciones de los motores se registran cada dos segundos en el DFDR. La observación de la evolución de esos parámetros de vibración del motor derecho y después del izquierdo permite determinar con la precisión de dos segundos el instante de cada uno de los fallos.

El aumento de vibraciones en banda ancha se acusa tanto por el captador del ventilador (*fan*) como por el captador de turbina, en el caso del fallo del motor derecho. En menor medida, también los filtros de N1 en compresor y de N2 en turbina permiten detectar amplitudes de oscilación anormales.

Instante del fallo del motor derecho

GMT	VIB_FB_2 MINCH	VIB_FN_2 MINCH	VIB_TB_2 MINCH	VIB_TN_2 MINCH
15:10:32	0,51	0,09	0,48	0,12
15:10:33				
15:10:34	5	1,25	5	0,5
15:10:35				
15:10:36	5	1,25	5	0,46

Siendo:

VIB_FB_2, vibraciones del fan o compresor en banda ancha motor 2.

VIB_FN_2, vibraciones del fan o compresor con filtro de N1 motor 2.

VIB_TB_2, vibraciones de turbina en banda ancha motor 2.

VIB_TN_2, vibraciones de turbina con filtro de N2 motor 2.

En los segundos previos al fallo la potencia del motor era de EPR 1.916. Inmediatamente se redujo la potencia que cayó a 1.45. La temperatura en el escape pasó de ser de unos 525 °C antes del suceso a subir a unos 650 °C en los segundos siguientes con un pico

de 718 °C alcanzados cuando se paraba el motor. Se debe decir que la temperatura limitativa máxima a potencia de despegue en este tipo de motor es de 630 °C.

Se cortó el combustible, para parar el motor derecho, 19 segundos después de producirse el aumento de las vibraciones.

En cuanto al fallo del motor izquierdo este se produce cuando la velocidad era de 86 kt y la potencia de EPR 1.784. La máxima potencia de reversa alcanzada durante la frenada fue de EPR 2.132, cuatro segundos antes del instante del «stall».

Instante del fallo del motor izquierdo

Hora UTC	VIB_FB_1 MINCH	VIB_FN_1 MINCH	VIB_TB_1 MINCH	VIB_TN_1 MINCH
15:18:35	0,56	0,23	0,82	0,18
15:18:36				
15:18:37	3,63	0,21	0,83	0,24
15:18:38				
15:18:39	3	0,11	0,62	0,26

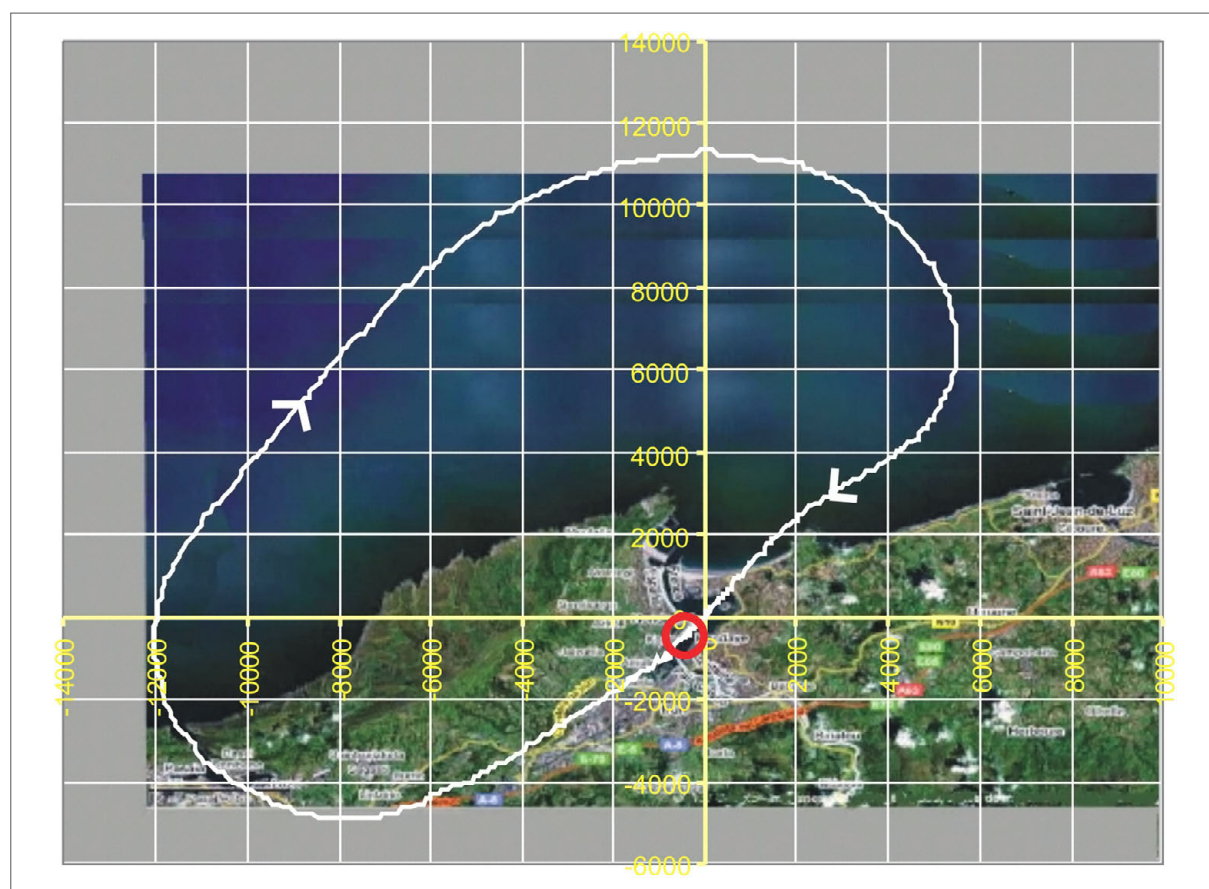


Figura 1. Trayectoria seguida por el vuelo del incidente. Cuadrícula de 2 km

La grabación en DFDR de las coordenadas geográficas proporcionadas por sensores GPS permite conocer la posición de la aeronave durante todo el vuelo del incidente. La trayectoria que siguió la aeronave fue elíptica con virajes a la derecha rodeando el monte Jaizquibel y procediendo hacia el mar. Consiguió alturas de 2.900 ft antes de iniciar la aproximación de regreso al punto de partida.

Velocidad y posición GPS en los instantes críticos

Hora UTC	CAS_1C KTS	Latitud DEG	Longitud DEG	DIST THRS M	Comentario
Despegue					
15:10:13	34,45	N43.361	W1.785	0	EPR despegue. Suelta de frenos
15:10:31	127,27	N43.355	W1.792	874	Rotación
15:10:32	131,06	N43.355	W1.792	874	Despega LH MLG
15:10:33	135,16	N43.354	W1.793	1.011	Despega RH LG
15:10:34	137,91	N43.354	W1.794	1.065	Vibra motor #2
15:10:40	149,57	N43.351	W1.798	1.529	Sube el tren
15:10:53	147,74	N43.344	W1.806	2.539	Corta FF
Aterrizaje					
15:18:19	148,84	N43.361	W1.785	0	Sobrevuela umbral
15:18:23	141,93	N43.359	W1.788	329	Contacto MLG
15:18:24	140,14	N43.359	W1.788	329	Contacto NLG
15:18:28	132,13	N43.357	W1.790	601	Potencia reversa
15:18:37	86,16	N43.353	W1.794	1.149	Vibra motor #1
15:18:47	30,35	N43.351	W1.796	1.423	Avión parado

Se observa que los fallos de motor se produjeron en posiciones geográficas prácticamente idénticas con diferencia de una milésima de grado de menor latitud en el caso del motor izquierdo.

1.6.2. Registrador de voces en cabina (CVR)

La aeronave estaba dotada de un registrador de voces de cabina, CVR, de la marca SUNDSTRAND, P/N 980-6005-076, s/n: 13205, Data Code: 9134.

El CVR no contenía información válida, ya que el avión permaneció en la pista energizado más de 30 minutos tras el evento, e incluso después en plataforma sin que se detuviera el funcionamiento de los registradores, por lo que se perdió la posible información del incidente que se hubiera grabado.

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

1.7.1. Huellas en la pista

La aeronave quedó detenida a unos 250 m del final de la pista y tras recorrer en el aterrizaje unos 1.500 m.

Sobre la pista y a distancias de 1.100 a 1.300 m se recogieron restos y cuerpos de unas cinco gaviotas muertas.

1.7.2. Huellas en la aeronave

No se vieron más daños, salvo los acaecidos en los motores, por impacto de aves en otras partes de fuselaje, planos, empenaje, ni en tren de aterrizaje.

Motor n.º 1, Izquierdo

La carena de entrada de aire del motor presentaba una abolladura por impacto fuerte de un pájaro.

Delante de los álabes guía del fan se recogieron los restos de un ave. El cuerpo de gaviota hallado parecía que ya era cadáver cuando llegó a ese punto y que no murió allí. No hubo ingestión de este pájaro y su impacto parecía que ocurrió a baja velocidad. El motor solo tragó sangre y elementos ligeros

La inspección interna mostró pequeños daños dentro de tolerancias para continuar la operación del motor; y no había indicios de ingestión de trozos sólidos de pájaros u otros objetos extraños.

Los daños eran congruentes con una pérdida (*stall*) por interrupción del flujo de aire y alteración de la distribución de presiones en el fan por ingestión.

Motor n.º 2, Derecho

Exteriormente los daños en el motor n.º 2 afectaban a todos los álabes de fan de primera y segunda etapa y al cárter exterior, con gran cantidad de desprendimiento de material en forma de metralla. El fallo fue contenido, es decir no hubo fragmentos de metal que atravesaran el cárter.

No se apreciaron daños en la tobera de escape, en la turbina de baja, ni en el conducto de *fan* y reversas.



Figura 2. Alabes de *fan* del motor n.º 2

La inspección boroscópica evidenció numerosos daños secundarios en álabes de las etapas 6, 12 y 13 por impactos metálicos que obligaban al desmontaje del motor para su reparación en taller. En las turbinas no se apreciaron daños ni indicios de temperaturas elevadas sino tan solo cierta dispersión de gotitas de metales fundidos.

1.8. Aspectos de supervivencia

El SEI fue alertado inmediatamente de producirse la emergencia en el vuelo de despegue y estaban preparados para asistir en el inminente aterrizaje. A las 15:19 se detenía el avión en medio de la pista y a las 15:20 ya estaban los bomberos detrás de la aeronave.

Por los avisos de fuego en los motores, aunque no fue percibido por los bomberos, estos procedieron a enfriar la zona del pavimento con agente ignífugo al tiempo que la tripulación empezaba a desalojar el avión por la puerta delantera izquierda. No hubo que lamentar ninguna lesión.

El pasaje fue conducido a pie, caminando hacia el edificio terminal.



Figura 3. Desembarco en la pista

Los anuncios al pasaje, la asistencia de la tripulación auxiliar y la pronta confirmación por los bomberos de que no había incendio permitieron un ordenado desembarco del pasaje sin que se produjeran situaciones de riesgo.

1.9. Información sobre organización y gestión

1.9.1. *Reglamentaciones y normativas en relación con los riesgos de la avifauna y la aviación*

En el APÉNDICE B se recogen diversas normas de OACI, del RCA y del AIP en relación con la presencia de aves en los aeropuertos y los riesgos de colisión con aeronaves:

- El Anexo 14, Volumen I de OACI, *Diseño de aeródromos y Operación*, contiene tres recomendaciones en relación con la evaluación y el control del riesgo de choque con aves.
- En el Reglamento de Circulación Aérea se especifican los servicios de información de vuelo acerca de la presencia de aves que se deben prestar a las aeronaves por los

Servicios de Tránsito Aéreo, así como los procedimientos y su publicación en el AIP y la notificación de encuentros y sucesos de colisión.

- Se recogen también algunos de los requisitos de diseño y certificación de los motores de acuerdo con las normativas FAR.

1.9.2. *Aves en AENA y en el Aeropuerto de San Sebastián*

AENA tiene editado un Manual de Aeródromo Tipo en el que está contemplada la Gestión del Peligro de Fauna desde 2006. En él se reconoce la responsabilidad de la autoridad aeroportuaria en la evaluación de riesgos, la identificación de las especies conflictivas y el establecimiento de los procedimientos de control del peligro.

La estadística de incidentes con aves en el aeropuerto de San Sebastián comunicados entre 2000 y 2004 solamente recoge un suceso en 2004.

Un estudio sobre población de aves en los aeropuertos de AENA, en la parte relativa al Aeropuerto de San Sebastián, realizado entre julio 2002 y 2004 describe la zona geográfica donde se encuentra el aeropuerto como una superficie de unas 9.300 Ha, a través de un eje longitudinal de 11 km y con una anchura máxima de 1.000 m, circundada por accidentes montañosos, el río Bidasoa, la cadena costera del Jaizquibel y varios núcleos urbanos.

La mayor parte del área de estudio pertenece al piso litoral. Para la vida de las aves en esa zona resultan relevantes los fragmentos supervivientes de la antigua marisma. Estos parajes se encuentran sujetos a diversas figuras de ordenación y protección de la naturaleza de organismos españoles, así como franceses.

En el informe se describe que se ha observado una riqueza faunística de 154 especies diferentes de aves. Se describe la estacionalidad en la riqueza de especies y la abundancia o número total de aves en los recintos interior y exterior del aeropuerto. Entre las especies más abundantes se encuentran varios tipos de gaviotas y entre ellas la gaviota patiamarilla es la especie que más veces se ha visto.

Ya un estudio precedente de 1988 detectaba un total de 37 especies consideradas potencialmente peligrosas para el tráfico aéreo en virtud de su abundancia, comportamiento, peso y envergadura y formación de bandos, siendo las más problemáticas, las gaviotas, *Larus ridibundus* y *Larus argentatus/fuscus*. Estas especies atravesaban la pista y mostraban cierta querencia a posarse en ella. Se hace notar, en ese informe que se cita, que cuando se realizó el estudio todavía no se habían realizado actuaciones de recuperación del humedal.

Los contactos conflictivos obedecen a cruces de pista en vuelo al desplazarse de un lugar a otro del estuario y a posarse en la pista.

Se sugieren en ese informe como medidas oportunas, el establecimiento de un Servicio de Control de Fauna con cetrería de radio de acción corto con el fin de afectar únicamente a las aves del interior del aeropuerto, el tratamiento de la estructura vegetal de porte alto no apetecible para las gaviotas, y en tercer lugar la eliminación de hormigueros donde muchas aves acuden a alimentarse.

Por otro lado se recomienda el censado del número de ejemplares y la elaboración de planes de actuación tanto para especies protegidas y de interés conservacionista, como para aquellas especies que por su comportamiento constituyen peligro para las actividades de aterrizaje y despegue.

1.9.3. *Procedimientos del operador*

Los procedimientos de vuelo del operador para esta aeronave en el caso de aproximación con un solo motor son idénticos a los de la operación con dos, pero el calaje máximo de flaps con un motor es de 28/LAND.

El manual de operaciones especifica en los procedimientos normales que se debe utilizar un empuje de reversa de hasta 1.6 de EPR pero que en caso de emergencia puede usarse un ajuste de empuje máximo continuo. A velocidades de 80 kt se debe comenzar a reducir el empuje para alcanzar el ralentí a 60 kt.

El operador limita los pesos al despegue en San Sebastián por la cabecera 22, debido a la reducida longitud de la pista, cuando los vientos son en cola. Con vientos en calma o con componente de viento en cara los pesos limitativos al despegue están determinados por la capacidad de subida de la aeronave sobre los obstáculos en la senda de ascenso tras el despegue. Para la temperatura ambiente de 15° y viento nulo el máximo peso del despegue para esta aeronave es de 57.000 kg.

Los procedimientos del operador para este avión y para este aeropuerto establecen también que con fallo de motor, despegando por la pista 22, se debe ascender en rumbo de pista con velocidad V2 hasta una posición de 1,7 NM del radifaro VOR-DME «SSN» y después seguir ascendiendo virando a la derecha con 15° de alabeo a rumbo 250° hasta la posición 2,7 NM del DME. Finalmente se continúa el ascenso a 3.100 ft en rumbo 360°. Se especifica que este procedimiento «sólo se utilizará bajo condiciones VMC, cuando esté visible el monte donde está ubicado el VOR "SSN"».

En cuanto a los peligros de encuentro con aves y a su posible presencia en el Aeropuerto de San Sebastián, en la fecha del incidente, no existía información explícita relevante recogida en los procedimientos de la compañía operadora. En la actualidad la compañía está concluyendo un proyecto de Seguridad de Vuelo, y en fechas próximas se contará con información de Seguridad en todos y cada uno de sus destinos habituales; en la información relativa a San Sebastián se prevé hacer referencia a la presencia de aves.

En general, no existen en los procedimientos de vuelo del manual de operaciones acciones que incidan en la prevención de los choques con aves, salvo el uso de las luces de aterrizaje por debajo de 10.000 ft, como procedimiento operativo estándar.

En lo que se refiere a las posibles condiciones de funcionamiento del motor con pérdida ó *stall* de compresor, el Manual Básico de Operaciones (MBO) hace referencia a las indicaciones que pueden observarse en cabina de vuelo, tales como alta vibración, pérdida de potencia, detonaciones etc., pero no se relacionan las posibles causas capaces de originar ese fenómeno.

1.9.4. Procedimientos de AENA sobre actuaciones en casos de presencia de aves

En la fecha del incidente no existían procedimientos escritos en la torre de San Sebastián para ahuyentar las aves, aunque como consecuencia de este incidente, se implantó en San Sebastián un servicio de halconero a partir de junio de 2005.

No obstante, existe una práctica no escrita consistente en que, a requerimiento de los pilotos de las compañías aéreas o del propio control aéreo, el controlador indica al señalero del aeropuerto la necesidad de ahuyentar las aves que haya en el mismo. El señalero dispone de una pistola con cartuchos para conseguir este objetivo.

1.10. Información adicional

1.10.1. Declaración de los tripulantes

La hora programada de salida era las 15:10. Las condiciones meteorológicas eran CAVOK y el peso de 48.600 kg. Al intentar el arranque de los motores con el APU, no subían las revoluciones por lo que no se llegó, ni siquiera, a la inyección de combustible. Achacaron el fallo de la puesta en marcha a un fallo de neumático del APU. El comandante comunicó al pasaje la dificultad surgida y después arrancaron los motores normalmente con la ayuda de un equipo de tierra.

Iniciaron el despegue y después de rotar se encontraron con una bandada de gaviotas. El copiloto recuerda haberlas visto unos 200 m antes de alcanzarlas y que estaban posadas a la izquierda del eje de la pista. Notaron una serie de impactos de los pájaros sobre el avión; creían que los impactos fueron sobre el tren de aterrizaje, por lo que retrasaron su repliegue. No habían recibido aviso de la presencia de pájaros. Estiman que el encuentro con la bandada de aves se produjo unos 400 m antes del final de pista. Aparecieron unas fuertes vibraciones que el comandante recuerda que no le dejaban leer bien los instrumentos. Las vibraciones desaparecieron al parar el motor n.º 2. Como la torre confirmó que tenían fuego en el motor derecho descargaron una botella extintora sobre ese motor, aun con dudas de que se hubiera producido un fuego real. Percibieron olor que identificaron como a chamuscado de ave.

Bordearon el monte Jaizquibel con 3.000 ft ASL y tras parar el motor n.º 2 arrancaron el APU como parte del procedimiento; se declaró la emergencia y se comunicó la misma al pasaje. No hubo situaciones de histeria pero sí de tranquilidad tensa.

En la toma por la pista 22 se aplicó reversa con contundencia y en la parte final del recorrido les avisó torre de que tenían fuego en el motor n.º 1. Pararon el motor, descargaron la segunda botella sobre él y detuvieron la aeronave dentro de la pista.

Recibieron información de que ya no tenían fuego y desembarcaron normalmente por la escalerilla de la puerta delantera izquierda sin usar las rampas.

Los bomberos rociaron con espuma el pavimento por los alrededores del avión, sobre todo, detrás de los motores.

1.10.2. *Entrada en pérdida de compresor o «stall»*

Los perfiles aerodinámicos de los álabes de compresor pueden entrar en pérdida cuando el gasto de aire que entra en el compresor disminuye. Este fenómeno se percibe desde el exterior como una explosión, (o *bang* en inglés), causada por la disrupción del flujo de aire a través del motor cuando la presión interna de los gases en la etapa de combustión no está contrarrestada por la presión que los álabes del compresor comunican al aire de entrada. El motor en esa condición pierde empuje.

Un compresor puede entrar en pérdida por desequilibrios aerodinámicos entre las múltiples etapas del mismo pero también puede inducirse el *stall* por obstrucciones en la entrada de aire y por turbulencias y fuerte viento relativo de costado respecto al eje del motor.

El funcionamiento anormal de las válvulas de sangrado de aire de compresor y de la unidad de control de combustible del motor (FCU) pueden ser causas técnicas de malfuncionamiento de componentes que den paso a pérdidas de compresor.

Así mismo, una turbina de gas de doble carrete, en condiciones normales de funcionamiento, que decelere rápidamente, puede experimentar pérdidas del compresor de baja debido a las mayores velocidades de sus álabes respecto de la de los álabes del compresor de alta, ocasionadas por las mayores inercias de giro, que por su mayor diámetro, posee el carrete de baja.

1.10.3. *Otras informaciones*

Informaciones procedentes de la compañía Iberia cuantifican en más de 20 las gaviotas que constituían la bandada.

La especie afectada en el incidente fue la gaviota patiamarilla, *larus cachinnans*; un ave que alcanza pesos de 1,5 kg y envergadura de 155 cm.

1.11. Acciones de seguridad

Durante la investigación de este incidente el operador detectó la necesidad de mejorar sus procedimientos para la preservación de la información grabada en los registradores de vuelo (CVR y DFDR) en los casos de incidentes graves en los que la aeronave queda energizada eléctricamente tras el evento. Por ello, con fecha 24 de mayo de 2006 la Subdirección de Calidad y Seguridad de la Dirección General de Mantenimiento del operador emitió la instrucción MK-NT01 QR25 en la que en su punto 5.4, Preservación de Evidencias, queda recogida la obligación de preservar esos datos.

La Dirección de Seguridad Aeroportuaria de AENA estableció en el año 2005 el Servicio de Control de Fauna para el censado y la reducción de ejemplares dentro del recinto aeroportuario aplicando métodos de cetrería. Como se ha dicho en el punto 1.9.2, en 2006 se definió el Manual de Gestión de Peligro de Fauna para su incorporación al manual de Gestión de Aeródromos.

El aeropuerto de San Sebastian por su parte ha establecido un acuerdo de colaboración con la Reserva Natural de Plaiaundi para la reducción de ejemplares de gaviotas en el área de influencia del aeropuerto.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo del vuelo

El vuelo IBE-0453 salía con normalidad el 25 de abril de 2005 de San Sebastián hacia Madrid. El pequeño contratiempo de requerir ayuda del equipo de tierra para arrancar los motores por fallo del neumático de APU no afectaba a su capacidad para el vuelo y ese fallo no impedía el despacho del vuelo, de acuerdo con la MEL.

Con un peso reducido, de 48.600 kg, respecto del máximo posible por las prestaciones del avión de 57.000 kg, se disponía a despegar por la pista 22 posiblemente para evitar sobrevolar territorio francés y para aprovechar un rumbo de salida más directo hacia su destino.

Al alcanzar la velocidad de despegue y después de haber rotado, como se observa en las grabaciones del DFDR, la aeronave se encontró con una bandada numerosa de gaviotas que levantaban el vuelo por su lado izquierdo y trataban de atravesar la pista. Los datos recabados indican que eran más de 20 las gaviotas de la bandada, de las

cuales más de cinco quedaron muertas en la pista y otras fueron ingeridas por los motores. Una de ellas, se cree que en esos momentos, golpeó fuertemente la carena de entrada de aire del motor izquierdo. Sin embargo el motor izquierdo siguió funcionando sin ninguna señal de fallo. Fue el motor derecho el que sufrió los mayores impactos que hicieron que perdiera el 50% de su potencia, experimentara fuertes vibraciones y hubiera de ser parado a los 19 segundos de producirse el incidente. Según el DFDR la temperatura subió hasta los 700 °C, estando 15 segundos por encima de los 630 °C, que es el límite máximo en la operación normal del motor JT8D-217A. Probablemente la intensidad de la vibración impidiera leer los instrumentos de motor con precisión y actuar sobre los gases.

El incidente de la parada de un motor en despegue se complicaba en este caso por la incertidumbre de si se tenía fuego en el motor, como avisó la torre, por la posibilidad de que hubiera otros daños en el tren y por las dificultades propias de ese aeropuerto de longitud de pista corta y con obstáculos orográficos en la senda de ascenso. Por otro lado, las condiciones meteorológicas visuales, las buenas prestaciones de subida de este tipo de avión y el reducido peso de despegue facilitaban el vuelo y el retorno de la aeronave con un solo motor operativo.

Como parte del procedimiento de parada del motor se arrancó el APU, capaz de suministrar potencia eléctrica e hidráulica a pesar de su fallo en neumático.

El vuelo con virajes a la derecha de 360° para iniciar la aproximación de vuelta al punto de partida, no tuvo otra incidencia más que la descarga de agente ignífugo en el motor derecho, aunque no había alarma en cabina de vuelo, al persistir las informaciones de fuego procedentes de la torre.

La aproximación hecha con 28° de *flap*, siguiendo los procedimientos de aterrizaje con un motor apagado, se hacía a una velocidad ligeramente superior a la de referencia (Vref). Siendo la pista corta, se hacía imprescindible una utilización intensa del empuje inverso del motor útil para poder parar el avión.

Se llegó a poner un EPR 2.132, equivalente al máximo continuo, y cuando la velocidad era de 86 kt, todavía la potencia de reversa era de 1.784 EPR. La aeronave se encontraba en esos momentos a unos 500 m del final de la pista y estaba reduciendo rápidamente la potencia del motor. En condiciones normales, con dos motores funcionando, no se ajustan potencias de motores en reversa a más de 1.6 EPR para evitar que el chorro de gases que se dirige hacia delante levante piedras u objetos extraños que puedan ser tragados por el mismo motor.

En esos momentos precisamente fue cuando se escucharon las explosiones del *stall* del compresor que precedieron al aumento de vibraciones del motor izquierdo. El motor fue inmediatamente parado, ante el anuncio de la torre de que se había incendiado, y entonces se descargó una botella extintora sobre él.

Por las informaciones de posición GPS se puede afirmar que la situación de la aeronave cuando ocurre el fallo del motor izquierdo es prácticamente la misma que tenía ocho minutos antes en el despegue cuando ocurrió el fallo del motor derecho. La diferencia de una milésima de grado de menor latitud, equivalente a unos 80 m en la dirección de la pista, puede ser debida al arrastre del ave por el avión que impactara contra él en el despegue, o bien, a la precisión del GPS y a la ambigüedad de dos segundos que se tiene en la determinación del inicio de la vibración.

Por el hecho de que ambos eventos de ingestión ocurrieran en el mismo lugar geográfico y por la consideración de que, una vez espantadas las aves en el despegue, era poco probable que volvieran exactamente al mismo sitio, se estima que el posible segundo fallo de motor, el izquierdo, (Ver punto 2.3.-Motor 1,Izquierdo), se debió a la absorción de cadáveres de gaviotas que murieron en el despegue del avión y que quedaron esparcidos por la pista.

El resto de la carrera de frenada fue normal. El avión paró en unos 1.500 m que es una distancia usual para el aterrizaje en la configuración que tenía.

Aunque estuvieran los dos motores principales apagados en los últimos instantes del aterrizaje, el APU siguió dando potencia a los sistemas y el sistema de frenos tendría sus acumuladores de hidráulico cargados para el resto de la frenada.

El CVR, energizado, siguió grabando por lo que se perdió la información recogida en él durante el vuelo, la cual no ha podido ser utilizada en esta investigación. Como se ha indicado en el punto 1.11 Acciones de seguridad, el operador ha implementado mejoras en sus procedimientos a partir de mayo de 2006 para asegurar la preservación de la información recogida en los registradores de vuelo, y por ello no se considera necesario emitir una recomendación de seguridad al respecto.

El seguimiento de los procedimientos establecidos de despacho, de operación y de emergencia ayudó en la efectiva resolución del incidente.

En otro orden de cosas se debe prestar atención a que en este aeropuerto de San Sebastián se rueda en el taxi hacia la cabecera de la pista por la misma pista de despegue. Es lógico pensar que la tripulación no observó la actividad de las gaviotas cuando, al salir de la plataforma, el avión pasó a poca distancia de la zona donde luego se encontraría con las aves en el despegue. Es posible que al tiempo de hacer el taxi las gaviotas no estuvieran por esa zona, pero es oportuno apuntar que la concienciación de la tripulación, de que podía haber riesgo de colisión con las aves, ayudaría a verlas y evitarlas. Un operador que habitualmente opera en ese aeropuerto debe conocer el peligro de colisión con aves, del que se advierte en la ficha correspondiente del AIP.

En la actualidad el operador ha indicado que están concluyendo un proyecto de seguridad de vuelo que permitirá a las tripulaciones disponer de información relativa a

la presencia de aves en todos los aeropuertos afectados del riesgo de colisión con éstas, por ello no se considera necesario emitir alguna recomendación al respecto.

2.2. Gestión de la emergencia

Después de producirse la emergencia de la pérdida de potencia en el motor derecho se siguió el procedimiento de parada de ese motor. La gestión de la emergencia por la tripulación se realizó con calma y sin alteraciones, trascurriendo el vuelo y aterrizaje sin complicaciones mayores. Todo ello a pesar de la dificultad de lectura de los instrumentos de cabina debido a las vibraciones originadas en el motor n.º 2 y transmitidas a través de la estructura de la aeronave.

La segunda emergencia por la parada del motor izquierdo no entrañaba mucha peligrosidad por estar el avión ya a baja velocidad y rodando por la pista. Sin embargo, como el avión ya no podía rodar por sus medios obligó a desalojar el pasaje en medio de la pista.

El desembarque del pasaje, protegido por el SEI, se hizo con tranquilidad y sin que se presentaran riesgos para las personas.

2.3. Comportamiento de la aeronave

Solamente en los motores se han apreciado daños materiales producidos por los impactos de las aves.

En este caso, si la bandada de gaviotas vista por el copiloto a unos 200 m, levantaba el vuelo por el acercamiento de la aeronave a velocidad de 140 kt solo tenían tres segundos para intentar una evasión.

El peligro en casos semejantes está en estrecha proporción con el número de individuos o tamaño de la bandada. En aviones como el MD-87 con dos motores en la cola próximos entre sí, aunque separados por el fuselaje, puede haber una alta probabilidad de que ambos motores se vean afectados con consecuencias catastróficas si se produce un encuentro con bandadas densas y numerosas.

Como se ha reseñado, este tipo de motor debe soportar la ingestión de hasta 4 aves de 3 lb de peso (similar al que pudieran tener las gaviotas absorbidas en este incidente) que entren sucesivamente en él. Muchas veces los pájaros menores son triturados por los álabes del compresor y pasan por el interior del motor sin producir ningún daño. Otras veces se producen daños en los primeros álabes del *fan* con desprendimiento de chatarra metálica, que después originan daños en cascada a lo largo de todo el motor. El olor a chamuscado es normal teniendo en cuenta que el calentamiento del aire en el

compresor puede hacer subir su temperatura en torno a los 300 °C y que el *stall* invierte el flujo de los gases dentro del motor, hacia las etapas donde se hace el sangrado de aire para la presurización y acondicionamiento de aire.

Motor n.º 2, Derecho

El motor derecho falló cuando el avión se iba al aire como indica el súbito aumento de vibraciones observado por los pilotos y registrado en esos momentos en el DFDR. El nivel de 5 mills-in/sec es el máximo que muestra la instrumentación por lo que posiblemente la amplitud de la oscilación fuese aún mayor. La vibración en cabina que impedía leer bien los instrumentos da idea de la fuerte vibración que se transmitía por la estructura afectando también a las bajas frecuencias.

El fallo en sí hizo perder el 50% de la potencia y obligó en seguida a la parada del motor que se calentaba por encima de su límite operativo. No se sabe a ciencia cierta cuantas aves pudo engullir el motor, aunque probablemente fueran más de cuatro o entraron todas ellas a la vez.

Motor n.º 1, Izquierdo

Los indicios de las altas vibraciones que se producen en la fase final del aterrizaje conducen a pensar que fue en esos momentos finales cuando se produjo la anomalía de su funcionamiento. Las explosiones (*bang*) que se oyeron en el aeropuerto y en la torre de control eran indicativas de que el motor pudo experimentar una pérdida de compresor o *stall*. Este fenómeno se explica por las interrupciones del flujo de aire en la entrada. Sin embargo, la velocidad del avión era ya relativamente baja y la succión del motor escasa como lo demuestra el que el cuerpo de la gaviota encontrado delante del *fan* no fuera absorbido totalmente por el compresor. Posiblemente los gases expelidos por la reversa, a alto régimen de potencia del motor, levantaron y lanzaron hacia delante el cadáver de esa gaviota que pudo haber sido derribada anteriormente durante el despegue.

En cierto modo no se debería hablar de fallo de este motor; el *stall* ocasional por causas conocidas, tales como la turbulencia inherente al flujo de reversa, la deceleración rápida del motor tras la carrera de aterrizaje desde altas potencias de reversa, la obstrucción en la entrada de aire por el cuerpo de una ave allí alojada y la abolladura en la carena de entrada de aire, no se debe considerar como avería y de hecho no se encontraron daños significativos y el motor siguió funcionando posteriormente en su misma instalación.

Si se presta atención al daño acaecido en el borde de ataque del carenado de entrada y se considera la fuerza del impacto que produjo la abolladura, se debe concluir que el

impacto se produjo a alta velocidad, es decir, en el despegue. El ave que allí impactó pudo ser engullida por el motor sin causar más daños o bien, ser despedida hacia fuera y ser uno más de los cinco cuerpos encontrados luego sobre la pista. Se reconoce entonces el grave riesgo que hubo en este incidente de un fallo que afectara a toda la planta de potencia; hubo ocasión de que las aves entraran en ambos motores simultáneamente, durante el despegue afectando al funcionamiento de los dos motores, caso que no consideran las normas.

Aparente Incendio de los motores

El fallo del motor n.º 2 fue contenido y el motor n.º 1 posiblemente no experimentó en sí fallo alguno. Toda la combustión del keroseno, en ambos motores, tuvo lugar en el paso de gas por la turbina y la tobera de escape. Las alarmas de fuego no se activaron porque en realidad no hubo fuego en el exterior de los motores; por lo tanto, las descargas de los extintores resultaban inútiles, aunque se comprende que se hicieran ante las informaciones contradictorias y por la importancia de evitar ese posible peligro en esos momentos.

Se debe estimar en cuanto al funcionamiento del motor n.º 2, degradado por los daños internos, que la combustión se deterioró hasta verse las llamas en las toberas de salida y ello pudiera dar la impresión de fuego de manera subjetiva.

2.4. Actuaciones de Control

Tanto el Anexo15 de OACI, en su párrafo 8.1.2.1, como el Reglamento de Circulación Aérea (RCA) en España, en sus párrafos 3.4.2.5 y 4.5.8.2.f, sitúan a los servicios de información de vuelo en el centro de la estrategia para responder a los peligros por colisión con aves. Son los controladores de torre quienes en comunicación con el piloto, con otros servicios de tierra, con los pilotos de otros vuelos y mediante la observación directa de la pista, pueden obtener y transmitir la información pertinente. Hasta cierto punto deben los controladores ser especialistas en esta materia para estar en disposición de dar detalles de las aves en cuanto a «... su posición y, si se conoce, su tamaño, especie...» como pide el RCA.

Las transcripciones de las comunicaciones entre la aeronave y TWR hacen sospechar que el servicio de control no conocía que había aves en la pista.

En las autorizaciones de despegue no se hace mención a ellas y después de producirse el encuentro con las gaviotas el controlador no deduce que cuando el piloto transmite «sí, hemos notado el impacto, parece en la parte de morro», se refiere a impacto con aves. La incandescencia de los gases de escape del motor derecho le inclina a pensar en un fallo mecánico que relaciona con la demora solicitada por problemas en el

arranque. Desde control se comunica a la aeronave que tiene fuego en ese motor y tras el aterrizaje se transmite que existe fuego también en el motor izquierdo, pero en ningún momento se alude en las transmisiones a la posibilidad de una ingestión de aves.

Si no se vieron desde la torre las gaviotas posadas en la pista tampoco se vieron cuando levantaron el vuelo y se cruzaron con la aeronave. Solamente después de una hora y media cuando los señaleros y servicios de tierra recogen restos de gaviotas se empezó a vislumbrar en torre lo que realmente ocurrió. «... alguna gaviota que le ha debido influenciar en un motor...».

La presencia de aves en las áreas de movimiento de un aeropuerto suponen un obstáculo para las aeronaves. Desde el puesto del piloto es difícil la observación de aves sobre la superficie de pista, sin embargo desde el puesto de controlador en posición de local, mas elevado y con visibilidad de la pista completa, se tienen más posibilidades para la detección de aves posadas en la superficie de pistas y calles de rodaje. Asimismo es una tarea importante de este puesto de control vigilar que la pista este libre antes de expedir autorización de despegue o aterrizaje.

Por todo ello se emite una recomendación a AENA para que se instruya a los controladores de manera que estén versados en los peligros de colisiones con pájaros en su entorno, en las especies peligrosas y en sus características, costumbres gregarias, tamaños, etc.

En los aeropuertos con una menor frecuencia de operaciones o de tipo regional, en los que se registran intervalos de varias decenas de minutos entre las operaciones de vuelo, las aves pueden aprovechar esos tiempos de inactividad para reposar en las pistas de asfalto. No existían en San Sebastián procedimientos escritos implantados para la observación de pájaros y cómo espantarlos y las comunicaciones entre los distintos servicios del aeropuerto: torre, coordinación y operaciones , denotan que los eventuales procedimientos que hubiere no estaban suficientemente formalizados.

Por estos motivos se emite otra recomendación de seguridad a AENA para que establezca procedimientos en las Torres afectadas por peligro de aves y que al mismo tiempo tienen una baja frecuencia de tráficos, para la observación y detección de aves en el area de maniobras de los aeropuertos.

2.5. Actuaciones sobre las aves en San Sebastián

Desde hace tiempo en San Sebastián están identificados los riesgos y peligros de encuentros con aves. Debidamente, la ficha publicada en el AIP de San Sebastián advierte en su punto 2.23 INFORMACIÓN SUPLEMENTARIA de «precaución por presencia de aves en la pista 04/22».

Existían con anterioridad algunas prácticas y medidas para espantar a las aves en el entorno del aeropuerto y tras este incidente se han tomado nuevas medidas de cetrería para combatir el riesgo, que se reconocen como apropiadas.

Sin embargo, no parece que se conociera a ciencia cierta la población de aves, que pudiera haber ido en aumento con la recuperación de los humedales en esa zona. Estudios anteriores al incidente evaluaron las amenazas presentadas por unas pocas especies y recomendaban algunas otras actuaciones como el tratamiento de la estructura vegetal y la eliminación de hormigueros donde muchas aves acuden a alimentarse. Además en el informe referenciado en 1.9.2 se recoge que «Por otro lado se recomienda el censado del número de ejemplares y la elaboración de planes de actuación tanto para especies protegidas y de interés conservacionista, como para aquellas especies que por su comportamiento constituyen peligro para las actividades de aterrizaje y despegue».

Esta última medida estaría en línea con las recomendaciones de OACI de que «... la autoridad apropiada tomará acciones para reducir el número de aves que constituyan una potencial amenaza...». En el caso de la gaviota patiamarilla, de un apreciable peso de 1,5 kg por ejemplar y con costumbre de vuelo en bandadas, debería incluir acciones de descartes, tanto dentro como fuera del recinto del aeropuerto para evitar su excesiva expansión.

La información actualizada de las acciones emprendidas por AENA, punto 1.11, acciones de seguridad, para el censado y la reducción del número de gaviotas en el aeropuerto de San Sebastian y su área de influencia confirman que las medidas enumeradas anteriormente se están implantando, y por ello no se considera necesario emitir una recomendación de seguridad al respecto.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La tripulación de la aeronave estaba adecuadamente calificada, y tenía sus licencias en vigor.
- Cuando la aeronave se disponía a despegar, un cierto número de gaviotas, más de 20 según algunas informaciones, estaban posadas en la pista y levantaron el vuelo al paso de la aeronave.
- La aeronave se encontró con la bandada de gaviotas inmediatamente después de hacer la rotación e irse al aire.
- El motor derecho ingirió varias de esas aves, sufrió pérdidas de compresor y desprendimiento de material de los álabes de *fan* que provocaron desequilibrios de los conjuntos rotantes, fuertes vibraciones y pérdida del 50% de su potencia.
- No hubo daños no contenidos ni fuego en el motor pero las sospechas de fuego basadas en las informaciones de la torre de control indujeron a la tripulación a tomar

la decisión de descargar sobre el motor una botella de agente ignífugo de su sistema antifuego.

- En el posterior aterrizaje en el aeropuerto de partida y cuando se estaba terminando de frenar la aeronave con la ayuda del empuje invertido del motor izquierdo, el único operativo, el avión sufrió una segunda ingestión de aves en ese motor y varias explosiones por pérdida de compresor, sin consecuencias de daños internos en el motor.
- Una segunda alarma de fuego emitida por la torre de control precipitó la parada del motor izquierdo por la tripulación y la descarga de un extintor quedando la aeronave sin potencia propulsiva e inmovilizada en la pista.
- Antes del despegue no se había informado de la presencia de aves en la pista.
- La aeronave fue desalojada en el emplazamiento donde quedó varada utilizando los pasajeros la propia escalerilla delantera del avión sin que hubiera que lamentar ninguna lesión entre sus ocupantes.

3.2. Causas

La causa del incidente fue el levantamiento del vuelo sobre la pista de una bandada de gaviotas en el momento del despegue de la aeronave.

Contribuyó a que se produjera el encuentro entre la aeronave y la bandada de gaviotas el hecho de que ni la tripulación ni la torre de control hubieran advertido la presencia de las aves en la pista.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 15/08. Se recomienda a AENA que refuerce la formación de los controladores de manera que estén versados en los riesgos de colisiones con pájaros en los entornos en los que desempeñen su habilitación, con conocimiento de las especies peligrosas y en sus características, costumbres gregarias, tamaños, etc.

REC 16/08. Se recomienda a AENA que establezca procedimientos en las torres de control para garantizar que se lleva a cabo la observación y detección de aves en las áreas de maniobras de los aeropuertos y asegure su adherencia.

APÉNDICE A

Plano de aeródromo de San Sebastián (LESO)

AIP
ESPAÑAAD 2-LESO ADC
WEF 26-OCT-06

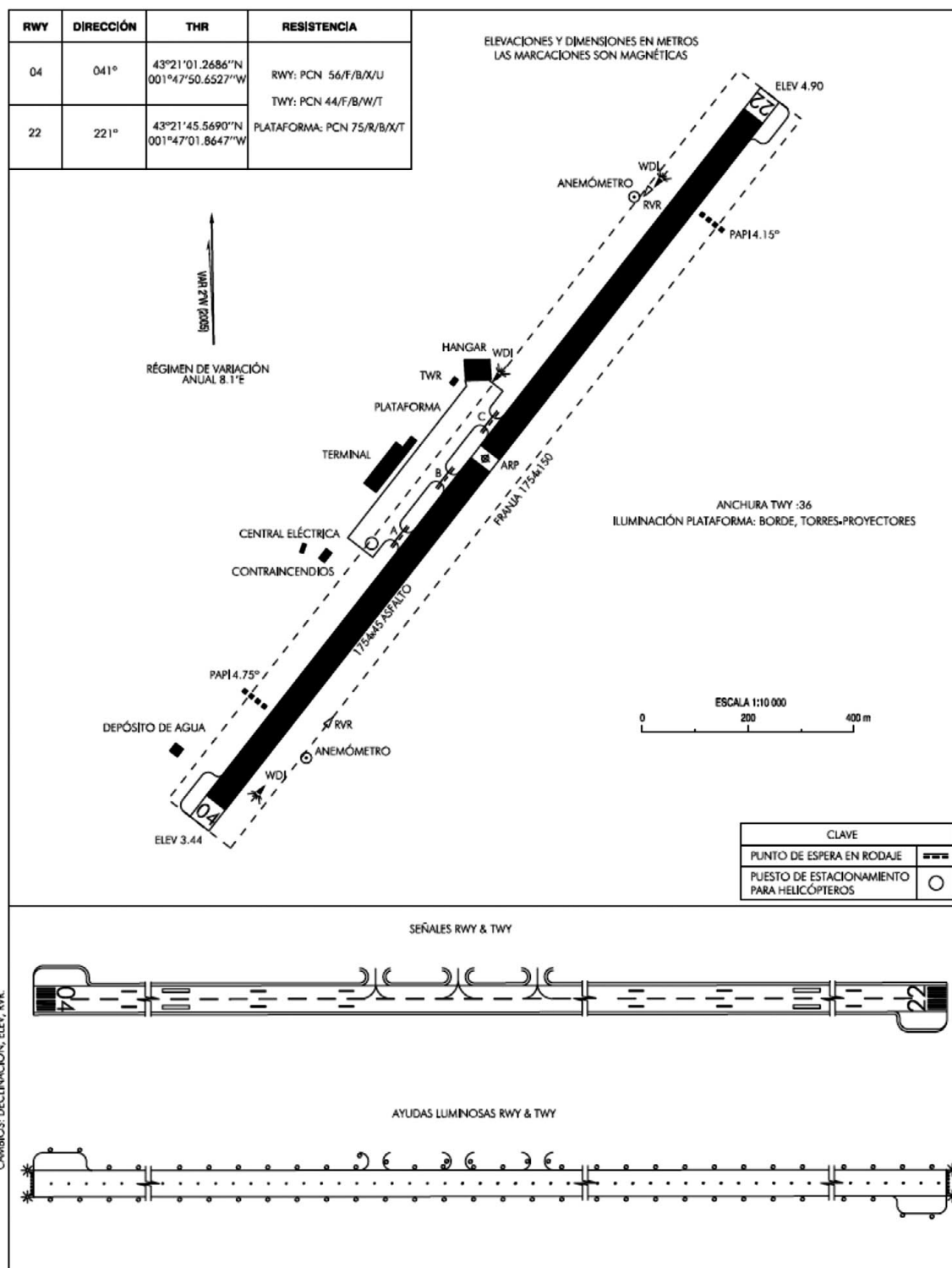
PLANO DE AERÓDROMO-OACI

43°21'23"N
001°47'26"W

ELEV 4.90 m

TWR 119.85
GMC 121.70

SAN SEBASTIÁN



AIS-ESPAÑA

AIRAC AMDT 11/06

APÉNDICE B

Regulaciones en relación con las aves

B.1. Aves en OACI. Anexos 14 y 15

El Anexo 14 de OACI, Volumen I, *Diseño de aeródromos y Operación*, contiene tres prácticas recomendadas en relación con el riesgo de choque con aves:

9.5.1- El riesgo de choque con aves, en las proximidades de un aeródromo, se evaluará a través de:

- a) el establecimiento de un procedimiento nacional para el registro y comunicación de choques de aves con aviones; y*
- b) la recolección de información de operadores de aeronaves, personal del aeropuerto, etc. Sobre la presencia de aves en o alrededor del aeródromo constituyendo una potencial amenaza para las operaciones aéreas.*

9.5.3- Cuando una amenaza de choque de aves está identificada en un aeródromo, la autoridad apropiada tomará acciones para reducir el número de aves que constituyan una potencial amenaza para las operaciones de aviones mediante la adopción de medidas que desanimen su presencia en, o en los alrededores de, el aeródromo.

9.5.4- La autoridad apropiada tomará acción para eliminar o prevenir el establecimiento de basureros, vertederos o cualquier otra fuente de atracción de la actividad de las aves en, o en los alrededores de, un aeródromo, a no ser que un estudio aeronáutico apropiado indique que no existe probabilidad de que creen condiciones que conduzcan a un problema de riesgo de aves.

El Anexo 15 de OACI, *Servicios de Información Aeronáutica*, en su párrafo 8.1.2.1, establece que se debe proporcionar información previa al vuelo de la información adicional actualizada relativa al aeródromo de salida acerca de, entre otras, «la presencia de aves».

B.2. Pájaros en la normativa española

B.2.1. Reglamento de Circulación Aérea (RCA)

LIBRO III. SERVICIOS DE TRÁNSITO AÉREO. SERVICIO DE CONTROL DE TRÁNSITO AÉREO. SERVICIO DE INFORMACIÓN DE VUELO. SERVICIO DE ALERTA

3.4.2.5. Además de lo dispuesto en 3.4.2.1, el servicio de información de vuelo incluirá información sobre presencia de aves que pudiera afectar la seguridad de las operaciones.

3.4.2.5.1. La información sobre presencia de aves puede obtenerse por observación directa desde la torre de control de aeródromo, a través de informes de pilotos o por medio del radar y verificada por pilotos.

3.4.2.5.2. La información sobre presencia de aves comprenderá su posición y, si se conoce, su tamaño, especie y la dirección del vuelo y altitud.

3.4.2.5.3. La información sobre aves continuará dándose a los vuelos durante un período mínimo de quince minutos después de la primera notificación, a no ser que la observación directa desde la torre de control de aeródromo o los informes de los pilotos lo haga innecesario.

3.4.2.5.4. Las dependencias ATS transmitirán la información que posean sobre la presencia de aves a las dependencias ATS adyacentes cuando consideren que puede afectar la seguridad de las operaciones en sus áreas de jurisdicción.

LIBRO IV. PROCEDIMIENTOS PARA LOS SERVICIOS DE NAVEGACIÓN AÉREA

4.5.8.2. La información esencial sobre las condiciones del aeródromo incluirá lo siguiente:

- a) Obras de construcción o de mantenimiento en el área de movimiento o inmediatamente adyacente a la misma.
- b) Partes irregulares o deterioradas de la superficie de las pistas, calles de rodaje o plataformas, estén señaladas o no.
- c) Nieve, nieve fundente o hielo en las pistas, calles de rodaje o plataformas.
- d) Agua en las pistas, calles de rodaje o plataformas.
- e) Bancos de nieve o nieve acumulada adyacentes a las pistas, calles de rodaje o plataformas.
- f) Otros peligros temporales, incluyendo aeronaves estacionadas **y aves en el suelo o en el aire.**
- g) La avería o el funcionamiento irregular de una parte o de todo el sistema de iluminación del aeródromo.
- h) Cualquier otra información pertinente.

En el **LIBRO VIII**, capítulo 10 se describe el contenido de la información que debe ofrecer el AIS y que debe publicar el AIP

CAPÍTULO 10.

8.10. CONTENIDO DE LAS PUBLICACIONES DE INFORMACIÓN AERONÁUTICA (AIP) (VÉASE LIBRO 8 CAPÍTULO 4).

ENR 5.6 Vuelos migratorios de aves y zonas con fauna sensible.

Descripción, acompañada de mapas en la medida de lo posible, de los movimientos de las aves relacionados con los vuelos migratorios, incluyendo la ruta de dichos vuelos y zonas permanentes utilizadas por las aves para posarse, así como de zonas con fauna vulnerable.

****AD 2.23. *Información suplementaria.*

Información suplementaria del aeródromo, tal como una indicación de las concentraciones de aves en el aeródromo y, en la medida de lo posible, una indicación de los movimientos diarios de importancia entre las zonas utilizadas por las aves para posarse y para alimentarse.

****AD 2.24. *Cartas relativas al aeródromo.*

Es necesario incluir cartas relativas al aeródromo, en el orden siguiente:

Plano de aeródromo/heliuerto -OACI;

Plano de estacionamiento y atraque de aeronaves - OACI;

Plano de aeródromo para movimientos en tierra - OACI;

Plano de obstáculos de aeródromo - OACI Tipo A (para cada pista);

Carta topográfica para aproximaciones de precisión -OACI; (pistas para aproximaciones de precisión de CAT II y CAT III);

Carta de área - OACI (rutas de salida y tránsito);

Carta de salida normalizada - vuelo por instrumentos - OACI;

Carta de área - OACI (rutas de llegada y tránsito)

Carta de llegada normalizada - vuelo por instrumentos - OACI;

Carta de aproximación por instrumentos - OACI (para cada pista y cada tipo de procedimientos);

Carta de aproximación visual. OACI;

Concentraciones de aves en las cercanías del aeródromo.

Si algunas de las cartas no se producen, deberá incluirse en la sección GEN 3.2,

Cartas aeronáuticas, una declaración a esos efectos.

B.2.2. Notificación de sucesos de colisión con aves

El Real Decreto 1334/2005, de 14/11/2005, establece el sistema de notificación obligatoria de sucesos en la aviación civil, y en su Anexo 1 relaciona el posible suceso de colisión con aves que provoque daños en la aeronave o la pérdida o mal funcionamiento de un servicio esencial.

B.2.3. AIP España

La ficha publicada en el AIP de San Sebastián advierte en su punto 2.23 INFORMACIÓN SUPLEMENTARIA de «precaución por presencia de aves en la pista 04/22».

B.3. Pájaros en los requisitos técnicos de certificación de tipo

El código de aeronavegabilidad con el que está certificado el MD-87, FAR (Federal Aviation Regulation), Parte 25, requiere en su párrafo 25.571, que la aeronave sea capaz

de completar con éxito un vuelo durante el cual sea probable que ocurran daños estructurales debidos al choque con un ave de 4 lb de peso cuando la velocidad sea V_c . Los párrafos 25.631, 25.775 y 25.1323 se refieren específicamente al choque de pájaros con la estructura del empenaje de cola, con los parabrisas y con tomas de aire de instrumentos anemométricos, respectivamente.

En cuanto a los motores el código de certificación es la FAR, Parte 33. El párrafo 33.77, relativo a la ingestión de objetos extraños, establece que la ingestión de cierto número de aves en función del peso de las aves y del tamaño del motor no deben provocar, entre otras consecuencias, que éste se incendie, explote, pierda más del 25% de su empuje o se tenga que parar antes de los cinco minutos tras la ingestión.

Las bases de certificación del motor JT8D consideraban que el motor debe resistir el encuentro con 1 ave de 4 lb de peso, o bien, el encuentro sucesivo con 4 aves de 1,5 lb de peso.

Posteriormente se han aprobado enmiendas al párrafo 33.77 que han establecido criterios más exigentes.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 20 de mayo de 2005; 11:00 h local¹
Lugar	Aeródromo de la Axarquía – LEAX (Málaga)

AERONAVE

Matrícula	EC-DKB
Tipo y modelo	PIPER PA-28 181 ARCHER II
Explotador	Real Aeroclub de Málaga

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-A4M R-8057
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	41 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	4.500 h
Horas de vuelo en el tipo	1.800 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción
Fase del vuelo	Aproximación final

INFORME

Fecha de aprobación	19 de noviembre de 2008
---------------------	--------------------------------

¹ La referencia horaria en este informe es la hora local. Para obtener la hora UTC hay que restar 2 unidades a la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave PIPER PA-28 181 ARCHER II de matrícula EC-DKB se hallaba realizando circuitos de tráfico alrededor de la pista 13 del Aeródromo de la Axarquía (Málaga). A bordo iban el instructor, sentado a la derecha, y un alumno a los mandos que iba sentado a la izquierda.

La tripulación y los testigos del suceso informaron de que el viento estaba en calma, había buena visibilidad y el cielo estaba despejado de nubes.

Según declaraciones del instructor, durante el sexto circuito, y mientras se encontraban en el tramo de viento en cola derecha se escucharon unos golpes bajo el plano izquierdo y observaron que se había desprendido la pata izquierda del tren principal, quedando colgada y sujeta por el latiguillo del freno. Acto seguido comprobaron los *flaps* y los alerones, así como el timón de profundidad, verificando que funcionaban con normalidad y que tenían mando sobre los mismos. Momentos después también les confirmaron desde tierra que se había desprendido la pata izquierda completamente y que había quedado colgando sujeta por el latiguillo del freno. El instructor tomó los mandos, y en un primer momento valoró la posibilidad de dirigirse al aeropuerto de Málaga para aterrizar, pero finalmente decidió aterrizar en el Aeródromo de la Axarquía.

La toma se realizó tocando primero con la rueda derecha, a continuación con la rueda delantera y finalmente con la pata izquierda. Desde el contacto con tierra de la pata dañada, el avión recorrió 5 m. Se cerró la llave de combustible, magnetos y batería y se abandonó el avión inmediatamente. No se produjo incendio a pesar que los golpes del amortiguador produjeron un pequeño orificio detrás del depósito de combustible del plano izquierdo.

Tanto el alumno como el instructor resultaron ilesos y abandonaron la aeronave por su propio pie.

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto al mando tenía licencia CPL(A) desde el 3-01-1995 con habilitaciones de monomotores de pistón desde el 31-10-2004 e instructor desde el 19-12-2006. Tenía una experiencia total de 4.500 h, de las cuales 1.800 h eran en el tipo.

El alumno contaba con 13 horas y 35 minutos de vuelo, de las que 12 horas y 45 minutos eran en el tipo.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió la rotura de la orejeta del cilindro estructural (*trunnion*) de la pata izquierda del tren principal, justamente por la zona donde va sujeta con un perno a la parte superior de la tijera. Además, y como consecuencia del impacto se apreciaron daños en el *flap* del plano izquierdo y en la mampara de recubrimiento del intradós del mismo plano, justamente detrás del depósito de combustible.

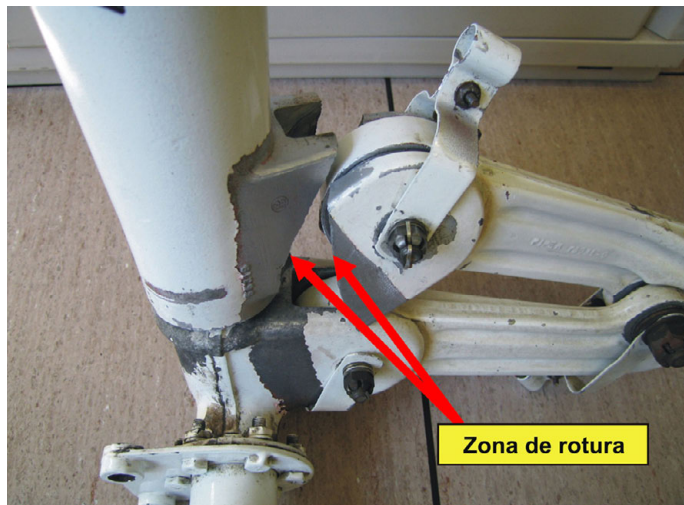


Figura 1. Fotografía de la pieza rota

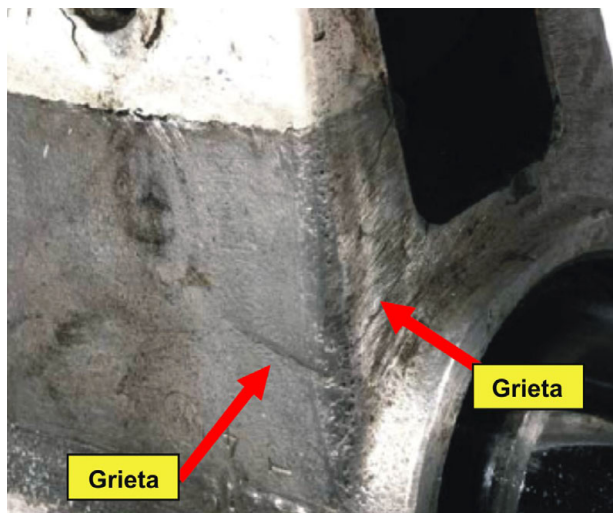


Figura 2. Fotografía de la grieta en la pieza de la pata derecha

A los nueve meses de haberse producido el accidente, se detectó que en la otra pata del tren principal (la pata derecha), había surgido una grieta justamente en la misma pieza (orejeta del *trunnion*) donde se había producido la rotura de la pata izquierda y además en la misma zona por donde se había fracturado la otra pieza. Esta grieta afectaba a todo el espesor de la zona inferior de la orejeta, tenía una longitud de 15 mm y comprendía el 60% de la pared lateral interior de la orejeta.

1.4. Información sobre el mantenimiento

La aeronave había sido fabricada en 1980, contaba con 5.219 h en el momento del accidente y la última revisión de 100 h se había realizado nueve días antes con 5.187 h. En la misma no se observó ninguna deficiencia en el tren de aterrizaje.

1.5. Información sobre el estudio de las piezas afectadas

Se envió la pieza que se había fracturado a laboratorio para realizar un estudio de la fractura y de las causas que la podían haber producido.

Cuando se tuvo conocimiento de la grieta que había aparecido en la pata derecha también se envió a laboratorio para análisis.

Respecto al conjunto formado por el taladro de la orejeta del *trunnion* de la pata izquierda, el perno y la tuerca de fijación, se determinó en una primera observación visual que no presentaban deformaciones ni señales de carga por sitios no previstos. El eje de la rueda no presentaba tampoco ningún síntoma que indicase que se podía haber producido un agarrotamiento de la misma.

Una observación microscópica de la microestructura del núcleo de la orejeta de la pata izquierda confirmó que no se apreciaban defectos o anomalías de tipo metalúrgico.

La observación macrofractográfica indicaba que no se apreciaba macrodeformación plástica asociada al proceso de rotura en la orejeta de la pata izquierda. Tampoco se observaron líneas típicas relacionadas con un avance progresivo de la rotura ni señales de corrosión, así como tampoco indicios de corrosión bajo tensiones. En el caso de la orejeta de la pata derecha no se observaron diferencias entre los caracteres morfológicos de las dos zonas de fractura de la grieta, ni entre estos y los que presentaba la orejeta de la pata izquierda.

La observación microfractográfica de la grieta de la pata izquierda puso de manifiesto que la superficie de fractura de la orejeta presentaba oxidación en distintos grados pero conservando los mismos caracteres. En el caso de la pata derecha la fractura presentaba los mismos caracteres que en el caso de la orejeta de la pata izquierda, si bien la superficie de fractura no presentaba oxidación.

En ninguna de las zonas de rotura de ambas patas se encontraron caracteres macro y microfractográficos propios de fatiga.

Por su parte los caracteres microfractográficos en ambos casos en las superficies de las fracturas respectivas se correspondían con los propios de un fenómeno de rotura por sobrecarga estática producido no de forma instantánea, sino progresiva.

Tampoco se observaron huellas de la existencia de fuerzas anormalmente intensas en zonas no previstas.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

La actuación del instructor una vez que se detectó que se había desprendido la pata izquierda del tren principal fue adecuada. La experiencia que tenía en el tipo y la experiencia total acumulada, así como el conocimiento de las características del aeródromo se antojan suficientes para justificar la decisión de tomar tierra en el aeródromo sin necesidad de haberse dirigido al aeropuerto de Málaga donde existían

servicios de emergencia adecuados para actuar durante una toma de tierra de estas características. Quizás en otro caso lo aconsejable hubiera sido dirigirse al aeropuerto de Málaga, pero el resultado final de la toma y los escasos daños producidos en la aeronave sirven para avalar la actuación del instructor.

Respecto a la rotura del tren de aterrizaje, del estudio de la fractura de la pata izquierda y de la posterior grieta aparecida en la pata derecha, se concluye que la causa del accidente pudo ser la aplicación sucesiva de varias sobrecargas estáticas, que sin llegar a superar los valores de diseño situarían las cargas aplicadas en el intervalo situado entre los valores de carga límite y carga última haciendo que aparecieran deformaciones que debilitaran el material. Dichas sobrecargas serían debidas a la realización de varias tomas duras presumiblemente asociadas a la actividad de escuela a la que se estaba dedicada esta aeronave.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 6 de agosto de 2005; 12:30 h local¹
Lugar	Aeródromo de Ocaña (Toledo)

AERONAVE

Matrícula	F-GZDO
Tipo y modelo	PILATUS PC6/B1H2
Explotador	Aerobalas

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY CANADA PT6A-20B
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	28 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.080 h
Horas de vuelo en el tipo	184 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			4
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Lanzamiento paracaidistas
Fase del vuelo	Ascenso

INFORME

Fecha de aprobación	19 de noviembre de 2008
---------------------	--------------------------------

¹ La referencia horaria en este informe es la hora local. Para obtener la hora UTC hay que restar 2 horas a la hora local.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave despegó del aeródromo de Ocaña para realizar un vuelo de lanzamiento de paracaidistas en la vertical de aeródromo. A bordo iban el piloto y cuatro paracaidistas y era el tercer vuelo del día, que, como los anteriores estaba previsto que tuviera unos 20 minutos de duración.

Cuando la aeronave se encontraba a unos 14.000 ft de altura y ascendiendo, se oyó un gran estruendo seguido de una pérdida total de potencia. Tras lanzarse los paracaidistas, el piloto pudo llevar la aeronave planeando hasta el aeródromo de partida y efectuó un aterrizaje de emergencia en el mismo sin ninguna incidencia añadida.

El piloto resultó ileso y pudo abandonar la aeronave por sus propios medios sin ningún problema adicional. Los cuatro paracaidistas resultaron ilesos en el salto.

La aeronave sufrió daños importantes en el motor y que quedaron limitados al mismo.

El piloto contaba con una licencia válida y un certificado médico en vigor. A su vez, la aeronave también contaba con un certificado de aeronavegabilidad en vigor.

1.2. Inspección de los restos de la aeronave

En una primera inspección visual del motor se comprobó que los alabes de la turbina de potencia y los de su estator correspondiente estaban muy dañados mientras que los de la turbina del compresor tenían daños relativamente menores.

Posteriormente, se sustituyeron en taller las piezas afectadas, que comprendían:

- Alabes de la turbina del compresor.
- Alabes de la turbina de potencia.
- Estator de la turbina de potencia.
- Rampa de termopares indicadores de ITT.
- Estator de la primera etapa del compresor.
- Inyectores de combustible.
- Diversos rodamientos, sellos y elementos menores.

Durante la inspección no se encontraron indicios de ingestión de elementos extraños en el motor.

1.3. Declaración del piloto

Cuando se encontraban a unos 14.000 ft de altura y ascendiendo, escuchó un gran estruendo seguido de una pérdida total de potencia. Inmediatamente vio que el valor

de la ITT («Inter Turbine Temperature») estaba por encima de los 1.000 °C, cuando el valor normal en esa fase del vuelo debería ser de unos 680 °C.

Tras lanzarse los paracaidistas, realizó el procedimiento de emergencia correspondiente a fuego en el motor, pues en un primer momento fue lo que pensó que ocurría, aunque una vez en tierra se comprobó que no había habido fuego en ningún momento. Al cortar el combustible, como parte del procedimiento anterior, la ITT bajó a niveles normales.

Era el tercer vuelo del día y el piloto dijo que no se había superado la ITT recomendada en cada fase durante los vuelos anteriores.

Los vuelos se habían sucedido mediando unos quince minutos entre ellos en los que se había procedido a parar el motor. Después del primer vuelo se había repostado combustible.

1.4. Información meteorológica

El día del incidente la temperatura en el aeródromo, cuyo punto de referencia está situado a 620 m de elevación, era alta, aproximadamente de entre 29 y 30 °C.

1.5. Información sobre el funcionamiento del motor en las operaciones de lanzamiento de paracaidistas

De acuerdo con las prácticas que son habituales en la operación de lanzamiento de paracaidistas con este tipo de aeronaves, el motor está muy exigido. Resulta relativamente frecuente que se exceda la ITT recomendada en el arranque y rodaje como consecuencia de que se realizan operaciones continuadas, completando ciclos de vuelo en cortos periodos de tiempo, con paradas completas de motor entre despegues, lo que impide que la temperatura del motor se reduzca a los niveles indicados antes de cada arranque.

También se suelen producir arranques en caliente por estar la batería sometida a múltiples descargas sin tiempo para recuperarse. De esta manera, bien porque no pueden conseguirse las vueltas mínimas debido al citado agotamiento de la batería o bien porque se tarda en alcanzarlas más de lo que el piloto está acostumbrado a esperar, se pone combustible antes de alcanzar las vueltas mínimas para ello con el consiguiente arranque caliente, alcanzándose temperaturas superiores a las de una operación estándar.

Por opiniones recogidas en el entorno operativo de la aeronave involucrada en este suceso se daban normalmente las condiciones relatadas anteriormente.

1.6. Información del Manual de Mantenimiento del motor

En el manual de mantenimiento se indican las acciones a tomar en el caso de que se produzca una sobre temperatura en la turbina.

En función de la combinación de la magnitud del exceso de temperatura, de su duración y del momento (durante el arranque o en cualquier otra fase del vuelo) se determinan las tareas a acometer en el motor. Las tareas previstas varían desde no tomar ninguna acción o la simple anotación en el libro de registro técnico del motor de la incidencia, hasta la realización de un «overhaul» junto con la sustitución obligada de determinadas piezas, pasando por diversos niveles de inspecciones visuales, la realización de una inspección de partes calientes, etc.

Aunque en el manual se indica de manera textual que varias sobre temperaturas elevadas momentáneas pueden tener un impacto sobre la vida en servicio del motor tan importante como un solo exceso, de menor cuantía, pero de mayor duración, no establece procedimientos para evaluar el efecto de la reiteración de sobre temperaturas de las que no requieren en sí mismas que se tomen acciones de mantenimiento.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Operaciones continuadas con ciclos completos de motor, en un ambiente caluroso y en unas condiciones muy exigentes para el motor son características de la actividad de lanzamiento de paracaidistas que se realizaban con esta aeronave, lo que propiciaba que la temperatura de la turbina pudiera sobrepasar en ocasiones los valores establecidos. Aunque los excesos de temperatura no alcanzaran grandes valores ni fueran de larga duración, su repetición pudo ocasionar el fallo del alabe en un número relativamente bajo de ciclos.

Se considera que la causa más probable del incidente fue la sucesión de ciclos en los que se alcanzaron valores de ITT superiores a los establecidos y que pudieron derivar en el fallo de algún álabe de la turbina de potencia y a continuación el resto de los daños que se observaron en el motor.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 27 de julio de 2006; 13:45 h local
Lugar	Aeropuerto de Valladolid

AERONAVE

Matrícula	EC-FDE
Tipo y modelo	PIPER PA-34-200T
Explotador	Aeromadrid

Motores

Tipo y modelo	CONTINENTAL TSIO-360-EB
Número	2

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	29 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	3.200 h
Horas de vuelo en el tipo	100 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	19 de noviembre de 2008
---------------------	-------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave Piper PA- 34, con un instructor y un alumno a bordo, había despegado del Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid) a las 12:35 hora local para realizar un vuelo de instrucción con destino a Valladolid.

Después de una hora y diez minutos de vuelo, aterrizaba por la pista 23 del Aeropuerto de Valladolid.

Al tocar con el tren principal, la tripulación notó que el avión se iba un poco a la derecha. Al mirar las luces de posición del tren, observaron que, aunque las dos luces verdes del tren principal encendidas indicaban que las patas principales estaban extendidas y bloqueadas, la luz de posición de la pata de morro se encendía y se apagaba intermitentemente, por lo que decidieron hacer un motor y al aire, antes de que la pata de morro contactase con el suelo, con el fin de comprobar su funcionamiento antes del aterrizaje definitivo.

Durante la realización de un circuito visual a izquierdas, subieron y bajaron el tren de aterrizaje y observaron una indicación correcta de las tres luces verdes. Obtenida la correspondiente autorización tomaron tierra de nuevo, y tras rodar unos 300 m por la pista, ya a poca velocidad, notaron como el avión se hundía del lado derecho.

Al ir perdiendo velocidad la aeronave la hélice y el plano derecho hicieron contacto con el suelo. El avión quedó parado en la parte derecha de la pista apoyado en su ala derecha.

No se produjo incendio y los ocupantes resultaron ilesos. Los equipos de emergencia del aeropuerto acudieron de inmediato.

Se comprobó que la aeronave había perdido la rueda derecha, junto con su horquilla y eje de soporte. A consecuencia de ello se registraron otros daños en la aeronave que afectaron al conjunto de frenos, punta de palas de la hélice, flap, compuerta del tren principal, todos ellos en el lado derecho, y también en el peldaño de acceso a la aeronave.

1.2. Información sobre la tripulación

1.2.1. *Instructor*

El instructor tenía el título de Piloto Comercial de Avión desde el 20 de mayo de 1999, y la licencia de aptitud en vigor hasta el 27 de febrero de 2008, con las habilitaciones

de tipo de monomotores y multimotores de pistón, vuelo instrumental e instructor de vuelo de avión. Su experiencia de vuelo, según su propio testimonio, era de unas 3.200 h totales, y de ellas unas 100 h en el tipo.

1.2.2. *Alumno Piloto*

El alumno piloto, realizaba el curso integrado para la obtención del Título de Piloto de Transporte de Línea Aérea, con su correspondiente licencia de alumno piloto en vigor hasta marzo de 2007.

1.3. Información sobre la aeronave

1.3.1. *Certificado de aeronavegabilidad*

La aeronave disponía de un certificado de aeronavegabilidad de categoría normal con fecha de validez hasta el 9 de mayo de 2006 y de una prórroga de este certificado, que extendía su validez hasta el 9 de agosto de 2006.

1.3.2. *Diseño de la pata del tren principal*

La aeronave PIPER PA-34-200T está dotada de un tren de aterrizaje triciclo retráctil, compuesto por una pata de morro y dos patas principales.

Cada pata del tren principal consta de:

- *Cilindro exterior.*
- *Émbolo o cilindro interior.*
- *Horquilla.*
- *Eje de rueda.*
- *Compás o tijera de torsión.*
- *Rueda.*

El cilindro exterior (en inglés, *trunnion*) o cuerpo principal de la pata posee dos muñones o protuberancias sobre los que puede girar o abatirse lateralmente la pata para replegarse el tren bajo el ala mediante un actuador hidráulico que se acciona eléctricamente.

El émbolo, junto con la horquilla y el eje de rueda forman el conjunto deslizante que se mueve axialmente respecto del cilindro exterior. El paso de líquido hidráulico y la compresión del gas nitrógeno que contienen el cilindro exterior e interior proveen la necesaria amortiguación de los impactos de la rueda.

El compás o tijeras de torsión impiden que la rueda pivote y mantenga siempre la orientación del avión.

El émbolo es un tubo de acero de alta resistencia, cromado en su superficie exterior para disminuir su fricción con el cilindro exterior y aumentar su resistencia al desgaste; está encastrado en la horquilla y se cierra en su extremo inferior mediante un tapón y junta tórica que se afianzan con tornillo, tuerca y arandela de retención. En su cabeza monta el pistón y los restrictores de paso de fluidos que originan las fuerzas de amortiguación.

El historial de fallos por fatiga de alguna de las piezas del tren de aterrizaje, provocó la publicación de la Directiva de Aeronavegabilidad de la FAA n.º AD 94-13-11, el 27 de junio de 1994 que requería la inspección repetitiva por grietas de los *cilindros exteriores* de varios modelos de Piper, entre ellos el PA 34, y si se encontraban grietas, la sustitución de las mismas por otras de diseño mejorado, acción por la que se cumplimentaba definitivamente la directiva.

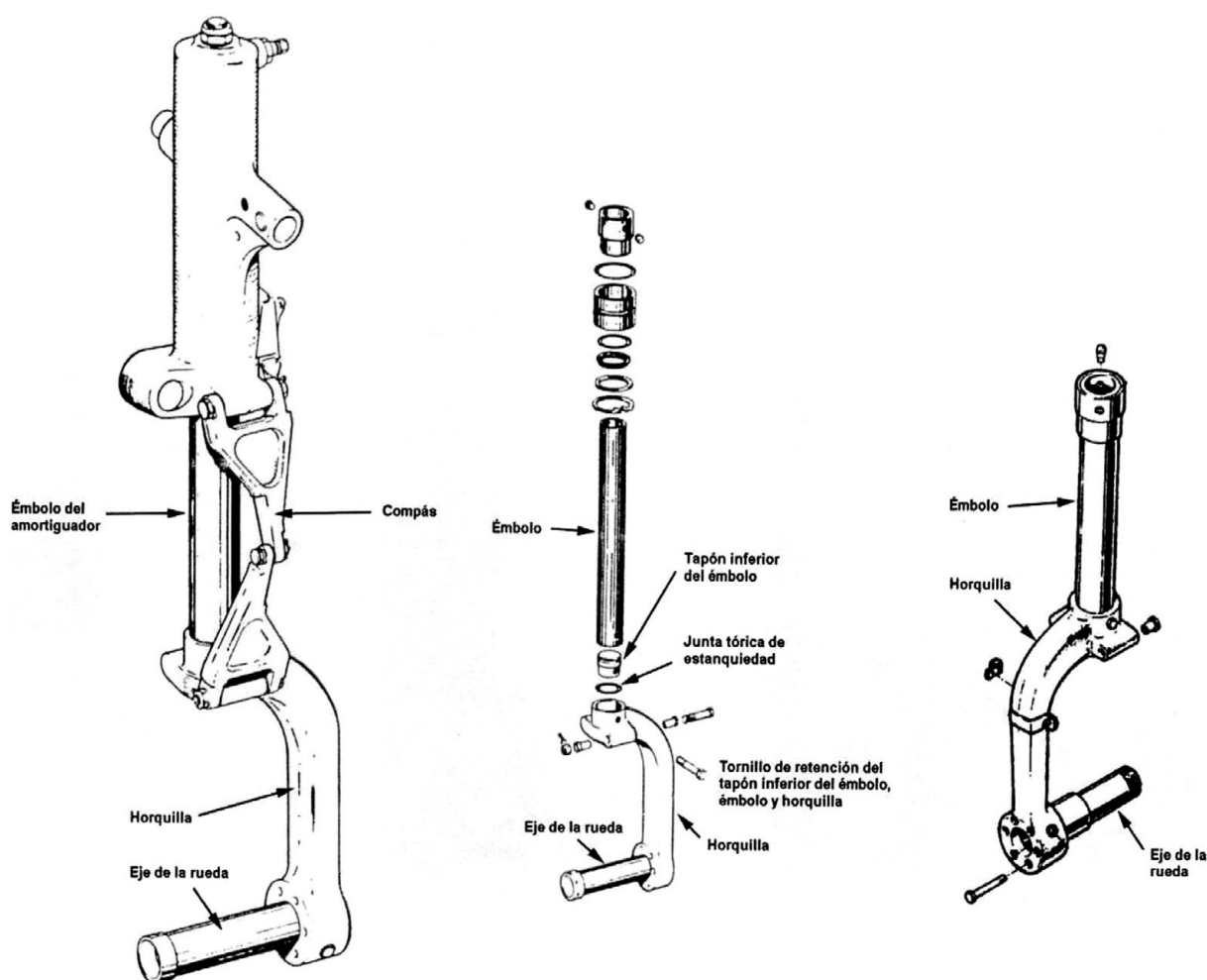


Figura 1. Esquema pata tren principal

La Directiva no establece vida límite aplicable al cilindro interior o émbolo, que se desplaza dentro del cilindro exterior. La necesidad de su sustitución se determina en función de las condiciones en las que se encuentre (*on condition*).

1.4. Inspección de la aeronave

En la inspección de la aeronave después del incidente, se comprobó que se había partido por completo el *émbolo* del amortiguador. La observación de la fractura mostraba indicios de que se podía tratar de una rotura por fatiga.

Se envió la pieza a un laboratorio especializado para realizar un estudio en profundidad de la rotura. El estudio reveló que la sección de la rotura del émbolo presentaba una zona de crecimiento progresivo de una grieta de fatiga y una zona de rotura frágil correspondiente al instante de separación total de la rueda y la horquilla en el aterrizaje del incidente.

La grieta se incubó en la superficie del taladro del tornillo de fijación del tapón de cierre inferior del émbolo. El acabado superficial de esos taladros es rugoso, lo que favorece la iniciación de grietas por fatiga. La zona de la grieta y fallo del émbolo corresponde a una zona de concentración de esfuerzos bajo las cargas normales, de sollicitación del tren en un aterrizaje.

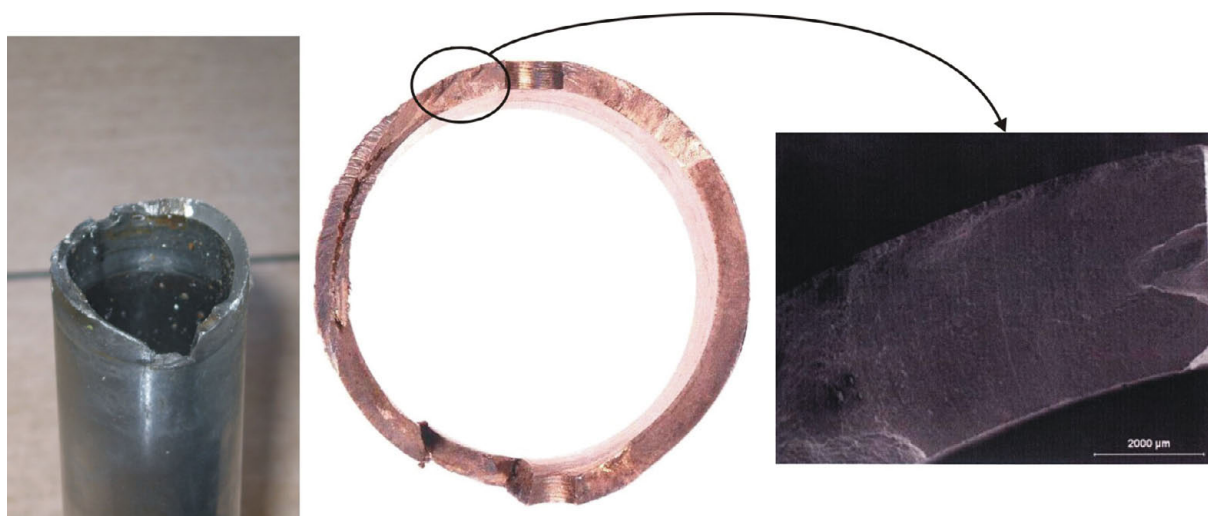


Figura 2. Rotura de la parte inferior del émbolo. Vista de la superficie fracturada y detalle macrofractográfico de la zona indicada

1.5. Mantenimiento de la aeronave

Según los registros de la aeronave, ésta tenía un total de 10.528 h de vuelo, y en su historial de revisiones consta el cambio del *cilindro exterior* de ambas patas el 18 de junio de 1997 con 5.144 h, cerrándose así la cumplimentación del SB 787 C y de la Directiva 94-13-11.

No consta en el manual de mantenimiento que deba realizarse inspección alguna del estado del émbolo. No obstante, el operador indicó que tras un incidente similar en otra aeronave del mismo tipo ocurrido en el año 2005, introdujeron un añadido en la inspección de 500 h por el que se decidió inspeccionar el émbolo en busca de posibles anomalías. Dado que el cromado exterior con el que está tratado el émbolo dificulta la eficacia de la técnica de inspección de grietas mediante líquidos penetrantes, la inspección actualmente se realiza por el interior del *émbolo* empleando un sistema de televisión.

La última inspección de 500 h se había realizado el 21 de mayo de 2006 con 10.480 h de vuelo del avión, no habiéndose detectado entonces anomalía alguna que requiriese el cambio del émbolo.

1.6. Antecedentes y evaluación del riesgo

En la base de datos de la CIAIAC, hay un incidente de fecha 4 de mayo de 2005 similar al del presente caso (ref. CIAIAC IN-16/2005). En él se produjo también la rotura del émbolo del amortiguador de la pata, en este caso izquierda, del tren principal de aterrizaje de otra aeronave Piper PA-34-200T por un proceso de rotura por fatiga.

El fabricante ha informado que tiene conocimiento de otra fractura del émbolo, recogida en la base de datos del sistema de notificación de problemas en servicio¹ de la autoridad de aviación civil de los Estados Unidos (FAA).

Con estos antecedentes el fabricante ha realizado una evaluación del riesgo sobre la seguridad operacional (*Safety Risk Assessment*) basándose en las directrices² proporcionadas por la FAA. Esa evaluación tiene en cuenta los efectos sobre la seguridad que ocasiona un fallo en el tren de aterrizaje, las unidades de esta aeronave que se han fabricado (alrededor de 6.000), los tipos de operaciones a los que se destina y la frecuencia con la que se han producido incidentes con el émbolo. Los resultados indican que no es preciso adoptar medidas sobre el diseño o variar las instrucciones de mantenimiento de este componente.

2. ANÁLISIS

En la primera toma previa al incidente, que se había realizado de una manera normal, se habían observado indicaciones de funcionamiento anómalo de la pata de morro, por lo que la tripulación realizó un motor y al aire. De nuevo en vuelo, en las

¹ Service Difficulty Report (SDR).

² Airworthiness Concern Process Guide. Revision 1 dated 3/1/02

comprobaciones que se hicieron al retraer y desplegar el tren no volvieron a repetirse las señales de problemas en la pata de morro. Al volver a aterrizar la pata principal derecha colapsó. Los restos revelaron que se había roto el émbolo del cilindro exterior (*trunnion*) de esa pata.

La inspección de las fracturas y las pruebas de laboratorio han determinado que la rotura se produjo por un debilitamiento del émbolo causado por un proceso de fatiga del metal. La grieta de fatiga había crecido progresivamente hasta superar su valor crítico y la resistencia estática residual fue superada por la carga, que se estima de un nivel normal, que encontró la aeronave en el aterrizaje del incidente.

La sección donde se produjo la rotura corresponde a una sección en la que se puede esperar que haya una concentración de esfuerzos por el diseño de la pieza en cuestión. Además, la presencia de marcas circulares en la superficie de los taladros, se piensa que pudo favorecer la iniciación de esas grietas de fatiga.

La actividad de escuela a la que estaba dedicado este avión pudo adelantar los problemas de fatiga del émbolo del tren debido a que los aterrizajes de entrenamiento pueden ser un poco más duros de lo normal y las maniobras realizadas durante las fases de rodadura y despegue también suelen ser más violentas que las ejecutadas por otros pilotos más experimentados, de manera que los espectros de cargas a los que está sometido el tren se desviarían de los previstos en el diseño aun no sobrepasando las cargas límites. A ello se puede añadir que, especialmente las actividades de instrucción pueden incrementar el número de ciclos respecto a los que se han considerado durante el diseño, de forma que el espectro de cargas real sería también más severo que el teórico al ser mayor el número de ciclos de carga al que está sometida la estructura del tren.

Los datos conocidos hablan de tres casos en los que se ha producido la rotura en servicio del émbolo. Se debe tener en cuenta, además que este operador ya había establecido por su cuenta tareas de inspección de la pieza porque en su experiencia ya había encontrado anteriormente una avería idéntica en otra aeronave. Sin embargo, de acuerdo con los datos encontrados en esta investigación, con 10.480 h de vuelo, se había inspeccionado el émbolo, que falló 48 h de vuelo después, sin que se hubieran detectado grietas. O bien el método de detección de grietas no fue eficaz para descubrirla o bien la grieta progresó, en esos pocos ciclos, desde un nivel indetectable hasta el nivel de rotura.

Habían sucedido también roturas del propio cilindro exterior de la pata que habían motivado cambios al diseño y obligado a limitar la vida de esa pieza y proceder a su sustitución. Sin embargo, de acuerdo con la evaluación de los riesgos sobre la seguridad operacional realizada por el fabricante, no parece de momento necesario emprender acciones adicionales sobre el diseño o el mantenimiento del propio émbolo.

3. CONCLUSIONES

- El incidente se produjo por la rotura del émbolo del amortiguador de la pata derecha del tren de aterrizaje del avión.
- La fractura del émbolo se produjo en una sección de esa pieza debilitada por una grieta de fatiga.
- La grieta no se había detectado en la inspección que el operador tenía establecida, basado en su propia experiencia, en su programa de mantenimiento.
- El émbolo no es una pieza de vida limitada de esa aeronave.
- No está contemplado que el émbolo se tenga que inspeccionar por técnicas especiales de detección de grietas y ensayos no destructivos.
- Se conocen tres casos de roturas del émbolo en servicio para toda la flota de este modelo de aeronave.
- De la evaluación de los riesgos sobre la seguridad operacional realizada a tenor de los fallos detectados en el émbolo no se deriva la necesidad de modificaciones en el diseño o en el mantenimiento.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 1 de agosto de 2006; 14:25 h local¹
Lugar	Aeropuerto de Madrid Cuatro Vientos

AERONAVE

Matrícula	EC-HLQ
Tipo y modelo	PIPER PA-34-200T
Explotador	American Flyers

Motores

Tipo y modelo	CONTINENTAL TSIO-360-E
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Alumno piloto
Edad	23 años	20 años
Licencia	Piloto comercial de avión	Tarjeta de alumno piloto
Total horas de vuelo	1.100 h	174:30 h
Horas de vuelo en el tipo	150 h	4:30 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Luz de borde de pista

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	19 de noviembre de 2008
---------------------	--------------------------------

¹ La referencia horaria en este informe es la hora local. Para obtener la hora UTC hay que restar dos horas a la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La tripulación de la aeronave PA-34-200 de matrícula EC-HLQ, compuesta por un alumno y un instructor, se encontraba realizando prácticas de aterrizaje y despegue por la pista 28 del Aeropuerto de Madrid Cuatro Vientos (LECU).

Según la información de la propia tripulación, habían realizado dos tomas y dos despegues, y en el ascenso tras la segunda toma, cuando accionaron la palanca para retraer el tren de aterrizaje, observaron que estaba encendida la indicación luminosa que advertía de que el tren no se encontraba arriba y bloqueado.

Se dirigieron al punto W de la carta de aproximación visual del aeródromo (situado sobre Villaviciosa de Odón) y realizaron dos ciclos de tren, observando que al desplegarlo se encendían las tres luces verdes indicadoras de tren abajo y bloqueado, pero al replegarlo, permanecía el aviso de tren inseguro. Al accionar la palanca del tren por tercera vez y comprobar que se volvían a encender las tres luces verdes decidieron aterrizar.

Nada más contactar con la pista, la pata derecha comenzó a ceder lentamente, hasta que acabó desprendiéndose.

El extremo del plano derecho contactó con el pavimento provocando que la aeronave se desviase hacia ese lado, sin llegar a salirse de la pista, quedando detenida en las proximidades de la calle de salida J-3.

La tripulación resultó ilesa y procedió a asegurar la aeronave, para acto seguido abandonarla por su propio pie.

1.2. Información sobre la tripulación

El instructor estaba en posesión de la licencia de piloto comercial de avión, CPL(A) con validez en vigor y acumulaba una experiencia de 1.100 h de vuelo, de las cuales 150 h las había desarrollado en el tipo. Tenía las habilitaciones de vuelo en avión multimotor (ME piston land), vuelo instrumental IR(A), instructor de vuelo FI(A) e instructor de habilitación de clase CRI(A) todas ellas actualizadas.

El alumno tenía una autorización de alumno piloto y había realizado 4 h y 30 minutos de vuelo en el tipo de un total de 174 h y 30 minutos.

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave fue fabricada en el año 1976 con número de serie 34-7670336. Su peso al despegue era 1.999 kg, y estaba dotada con dos motores Continental TSIO-360-E.

Había pasado la última revisión de mantenimiento el 21 de julio de 2006 cuando contaba con 7.110 h y 20 minutos de vuelo totales. En dicha revisión se comprobaron que el nivel y presión del líquido hidráulico del tren de aterrizaje estaban dentro de los márgenes requeridos.

El tren de aterrizaje es de tipo triciclo retráctil con un sistema hidráulico de aceite y aire accionado eléctricamente por una bomba reversible.

Cada rueda forma un conjunto independiente, que se compone de varias piezas. La principal es un cilindro hueco conocido como «trunnion», que tiene dos ejes transversales uno delantero y otro trasero en el cual se alojan sendos soportes que lo sujetan a la estructura del avión mediante cuatro tornillos cada uno. En su interior se aloja el pistón, que puede moverse de arriba abajo, y que en su parte inferior está embutido en la cabeza de la horquilla. En la zona inferior de esta se encuentra el eje donde va montada la rueda. En la parte delantera del conjunto va montada la tijera, la cual se sujeta al *trunnion* por arriba y a la horquilla por abajo mediante sendos pasadores.

El movimiento de las ruedas del tren principal al retraerse y extenderse se realiza girando alrededor de los ejes del *trunnion*, los cuales son paralelos al sentido de avance del avión.

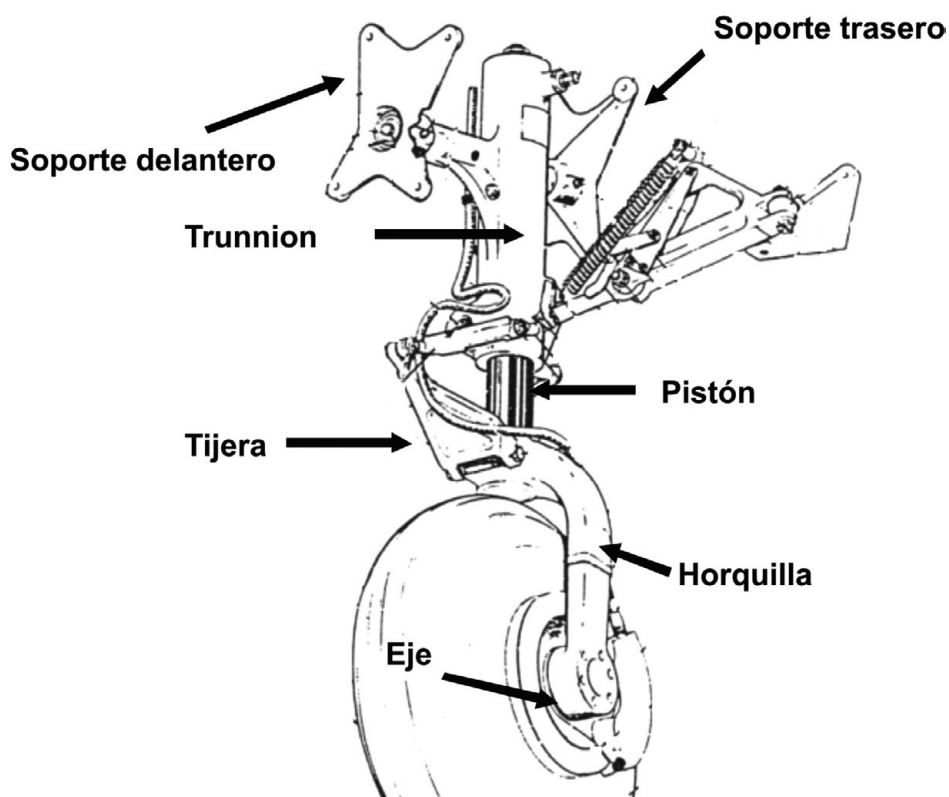


Figura 1. Dibujo del montaje de una pata del tren principal

Dentro de la cabina, hay una palanca que sirve para extender o retraer el tren de aterrizaje, que está situada a la izquierda del cuadro de mandos. La posición en la que se encuentra el tren está indicada en el panel de instrumentos por tres luces situadas encima de la palanca, las cuales se encienden en color verde cuando el tren está abajo y bloqueado, o por una luz roja situada en lo alto del panel que se ilumina cuando el tren no está seguro.

Durante el aterrizaje, si el tren no ha sido extendido todavía cuando la palanca de gases se sitúa por debajo de 14 pulgadas, una válvula reguladora localizada en el cuadro actúa sobre el volante sirviendo de aviso al piloto. Este aviso se mantiene hasta que el tren esté abajo y bloqueado y las tres luces indicadoras del panel de instrumentos estén en color verde.

1.4. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió el colapso de la pata derecha del tren de aterrizaje, la cual quedó arrancada debido a la rotura de sus soportes delantero y trasero.

También se produjeron daños de menor importancia en la punta de una de las palas de la hélice del motor derecho y en el plano derecho, que presentaba ligeras deformaciones el borde de ataque, el borde marginal, el alerón y *flap*.

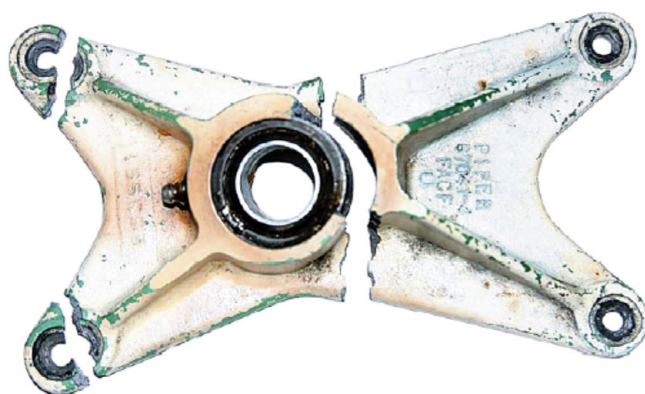


Figura 2. Fotografía del soporte delantero



Figura 3. Fotografía del soporte trasero

1.5. Estudio de la rotura de los soportes de la pata derecha del tren de aterrizaje

Los soportes delantero y trasero del tren de aterrizaje con sus correspondientes tornillos de sujeción se analizaron en laboratorio.

Los materiales con los que estaban fabricados ambos soportes cumplían con las especificaciones suministradas por el fabricante.

Las roturas que presentaban ambos soportes eran de tipo frágil, y que se había producido en la zona de apoyo del *trunnion*, que es la de menor sección, en sentido transversal a las piezas, con entrada de cargas en la dirección del eje de la pata del tren, y ejerciendo un esfuerzo de flexión sobre ambos soportes. Las zonas de rotura del soporte delantero no presentaban deformaciones mecánicas, ni tampoco los tornillos que lo sujetaban. Sin embargo el soporte trasero sí que presentaba deformaciones en todas las zonas de rotura, especialmente en las orejetas, en las que se apreció cierta macrodeformación plástica. Uno de los tornillos que lo sujetaban tenía una deformación de tipo mecánico, en la caña, como se puede ver en la fotografía de la figura 4.



Figura 4. Fotografía de los tornillos de sujeción del soporte trasero

En el estudio microfractográfico tanto del soporte delantero como del trasero, se puso de manifiesto la presencia de microcúpulas de pequeño desarrollo que son típicas de las roturas por sobrecarga estática con aplicación de la carga a muy alta velocidad, prácticamente de forma instantánea. No se observó ningún carácter indicativo de rotura progresiva (tipo fatiga, corrosión, corrosión bajo tensiones, etc.).

Ambos soportes presentaban una porosidad homogénea, que era mayor en el soporte delantero que en el trasero. Dicha porosidad estaba dentro de los límites establecidos por los planos.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El estudio realizado a los dos soportes de unión del conjunto del tren de aterrizaje a la estructura reveló que el material no presentaba ningún fallo en cuanto a sus especificaciones mecánicas ni metalúrgicas.

Las roturas que presentaban ambos soportes fueron producidas por sobrecarga estática con aplicación de la carga a muy alta velocidad. Esto sería indicativo de que el tren estuvo sometido a este tipo de cargas al realizar una o varias tomas excesivamente bruscas, que serían la causa del accidente.

El hecho de que las orejetas del soporte trasero presentasen zonas de deformación plástica indicaría que en primer lugar se produjo la rotura del soporte delantero, y como consecuencia de ella la rotura del soporte trasero.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 1 de agosto de 2006; 19:55 h local¹
Lugar	Cortes de la Frontera (Málaga)

AERONAVE

Matrícula	D-HAFV
Tipo y modelo	AGUSTA BELL AB-412
Explotador	FAASA

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY PT6-3B
Número	2

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	41 años
Licencia	Piloto comercial de helicópteros
Total horas de vuelo	3.164:00 h
Horas de vuelo en el tipo	336:20 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas		1	

DAÑOS

Aeronave	Sin daños
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Lucha contra incendios
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	19 de noviembre de 2008
---------------------	--------------------------------

¹ La referencia horaria en este informe es la hora local. Para obtener la hora UTC hay que restar dos horas a la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 1 de agosto de 2006 a las 19:50 h locales, el helicóptero se encontraba trabajando en la extinción de un incendio forestal en las proximidades de la localidad de Cortes de la Frontera (Málaga). En un momento dado, le informaron que finalizaba su intervención y que se dirigiera a recoger a la Brigada de Refuerzo Contra Incendios de la Comunidad Andaluza (BRICA), que había estado trabajando en la extinción. A tal fin, el piloto se puso en contacto con el técnico que se encontraba al mando de las tareas, quien le indicó la zona en la que debía aterrizar. El helicóptero en ese momento volaba con el helibalde colgado del gancho de carga.

La zona en la que aterrizó era una ladera próxima a la población de Cortes de la Frontera. El helibalde quedó posado en el suelo, del lado del costado derecho de la aeronave y por detrás del tren de aterrizaje.

Tres miembros de la BRICA se aproximaron al helicóptero para recoger el helibalde y guardarlo en la cesta ubicada en el costado derecho de la aeronave. Cuando estaban llevando a cabo dicha operación, el helicóptero comenzó a desestabilizarse, por lo que intentaron alejarse. Entre tanto, el piloto ante la imposibilidad de controlar el helicóptero decidió ascender verticalmente. En ese momento, uno de los operarios de la BRICA, que se alejaba pasando por encima de los cables del helibalde, fue atrapado por éstos al elevarse el helicóptero e izado a varios metros de altura, cayendo posteriormente al suelo.

El piloto consiguió estabilizar el helicóptero, y aterrizó en una zona próxima.

1.2. Lesiones de personas

El miembro de la BRICA, que quedó atrapado entre los cables del helibalde, y que fue luego izado junto a éste al elevarse el helicóptero, acabó precipitándose contra el suelo, a consecuencia de lo cual sufrió lesiones de gravedad.

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave no resultó dañada.

1.4. Información personal

El piloto disponía de licencia de piloto comercial de helicópteros en vigor, así como de las siguientes habilitaciones:

Habilitación	Validez
Bell 204/205/UH1D	Hasta el 19-09-2006
Bell 212/412 ²	Hasta el 19-09-2006
Bell222/230430	Hasta el 19-09-2006
A109/109K/109E	Hasta el 20-09-2006
Bell206/203L	Hasta el 21-09-2006
Vuelo instrumental	Hasta el 19-09-2006
Agroforestal-Sólo Incendios	Hasta el 15-01-2008

1.5. Información de la aeronave

1.5.1. Procedimiento de aterrizaje

El procedimiento normalizado de aterrizaje contenido en el manual de vuelo de la aeronave indica que después de la toma deben efectuarse las siguientes acciones:

Palanca de mando de paso colectivo:	Totalmente abajo
Pedales:	Centrados
Force trim (switch)	ON
Force trim (release button)	Pulsar y comprobar el centrado de los actuadores
AFCs:	Modo SAS

1.5.2. Sistema «force trim»

El «force trim» es un sistema que, mediante unos frenos magnéticos, mantiene la palanca del cíclico en la posición que la deja el piloto cuando está activado (ON), aunque ello no impide que el piloto pueda mover la palanca del cíclico, si bien para ello es preciso que aplique más fuerza que la que haría falta en caso de estar desactivado este sistema. Su contribución es importante en todas las fases del vuelo, ya que proporciona al piloto una mejor sensación de la cantidad de mando que aplica, pero cobra especial relevancia después del aterrizaje, ya que impide que el piloto pueda mover de forma involuntaria la palanca del cíclico, contribuyendo, por tanto, a mantener la estabilidad.

En este suceso el *force trim* estaba desactivado.

² La habilitación para el helicóptero AB-412 está contenida en la habilitación Bell212/412.

1.5.3. Sistema Automático de Control de Vuelo (AFCS)

El helicóptero dispone de un Sistema Automático de Control de Vuelo (AFCS), que tiene dos modos de trabajo: SAS, cuya función es mantener la estabilidad de la aeronave, y ATT que mantiene la actitud de vuelo de la aeronave.

Este sistema está controlado por un ordenador denominado *Helipilot* (HP). Opcionalmente, se puede instalar un segundo *Helipilot*, como elemento redundante. En el caso de tener los dos instalados, ambos tienen la capacidad de actuar sobre los controles de alabeo y balanceo y sólo el número 1, actúa sobre el control de guiñada. Los dos *Helipilot* pueden operar simultáneamente y en el caso de que uno fallase, el otro tiene capacidad suficiente para mantener el control completo de la estabilidad o de la actitud del helicóptero.

El helicóptero que sufrió el accidente tenía instalado solamente un *Helipilot*.

El piloto puede seleccionar el modo de trabajo SAS o ATT a través de un interruptor ATT/SAS situado en el pedestal.

El modo SAS actúa como un sistema de amortiguación que estabiliza el helicóptero frente a interferencias externas, aliviando a su vez el esfuerzo del piloto.

En la operación de vuelo en este modo es el piloto, en exclusiva, quien actúa manualmente sobre los controles de vuelo de la cabina y físicamente es quien vuela el helicóptero. Cuando el piloto modifica los controles de vuelo del helicóptero establece una nueva actitud del helicóptero denominada «actitud establecida por el piloto».

La «actitud establecida por el piloto» es una combinación de la «actitud existente», información suministrada por el TARSYN (conjunto de giróscopos que proporcionan la información de la actitud del helicóptero) al HP y del desplazamiento que el piloto realiza con los controles de mando, información que suministra un transductor que controla el desplazamiento de los controles de vuelo.

Si la «actitud existente» varía y los controles de mando no han sido modificados, la desviación es considerada por el HP como una fuerza externa. El HP calcula las correcciones necesarias para volver a la anterior «actitud establecida por el piloto», determinando los movimientos de los controles de vuelo cíclico y/o antipar.

En el modo SAS, los actuadores tienen una autoridad máxima sobre los controles de mando del 7% en cabeceo, 10,5% en alabeo y 6,5% en guiñada.

En la información técnica del modo SAS no se describen fallas del sistema que afecten al vuelo estabilizado de la aeronave.

En el modo ATT, el piloto no vuela físicamente la aeronave (*hands-off*), encargándose de ello el AFCS, de forma que cuando el piloto selecciona este modo, el AFCS toma la actitud que en ese momento tiene la aeronave como actitud de referencia, y durante el vuelo lleva a cabo las acciones necesarias para mantenerla.

Durante este accidente el AFCS estaba conectado en modo SAS.

1.5.4. *Gancho de carga*

El helicóptero estaba dotado con un gancho de carga baricéntrico, ubicado en la panza del helicóptero, aproximadamente en la vertical del mástil del rotor principal, que es utilizado para el transporte de carga externa.

El helibalde empleado en las tareas de extinción de incendios, que era de la marca «Bambi Bucket» modelo 3542, va colgado permanentemente de este gancho y mientras no es utilizado va colocado en una cesta situada en el costado derecho de la aeronave. Para su uso se extrae de la cesta por los miembros de la BRICA y se recoge una vez que finaliza su empleo.

En caso de que fuese necesario soltar el helibalde, se puede realizar de forma inmediata abriendo el gancho de carga, a través de un sistema eléctrico accionado por el piloto mediante un pulsador situado en el puño del mando cíclico. Dicho sistema eléctrico está protegido por un interruptor «CARGO REL» que tiene dos posiciones, ARM y OFF. En la posición ARM el sistema eléctrico de suelta está activado, permitiendo al piloto abrir el gancho de carga, en tanto que en la posición OFF está inhabilitado.

Una vez abierto el gancho, el helibalde caería por gravedad.

En caso de que falle el sistema de apertura eléctrico, o que éste se encuentre deshabilitado por estar el interruptor CARGO REL en la posición OFF, la apertura del gancho puede realizarse mecánicamente pisando un pedal situado entre los pedales del control antipar.

Durante este accidente, el interruptor CARGO REL se encontraba en la posición OFF, por lo que la apertura eléctrica del gancho de carga estaba inoperativa.

El manual de vuelo de la aeronave incluye un suplemento dedicado al gancho de carga externo, que facilita instrucciones relativas a la operación de la aeronave con carga suspendida de este componente, entre las cuales se indica que durante los despegues y los aterrizajes el interruptor debe encontrarse en la posición ARM.

El manual de vuelo de la aeronave no incluye ningún suplemento relativo a las operaciones con el helibalde, el cual tiene un manual propio que facilita instrucciones sobre su instalación, ajustes, uso y mantenimiento.

1.6. Información meteorológica

La información meteorológica de que se dispone indica que el día en que tuvo lugar este accidente el viento estaba en calma, el cielo estaba despejado y la temperatura era de 30 °C.

1.7. Información de la zona de aterrizaje

El helicóptero aterrizó en la ladera de un cerro, cerca de la cima. El terreno donde apoyó los patines estaba configurado por rocas semienterradas que conformaban un piso irregular. El helicóptero aterrizó con su eje longitudinal paralelo a la línea de máxima pendiente y con el morro apuntando hacia la cima (ver figura 1).



Figura 1. Aterrizaje en Cortes de La Frontera

1.8. Declaraciones de testigos

1.8.1. Declaración del piloto

El piloto informó que a petición del técnico forestal finalizó el lanzamiento de agua sobre el incendio y regresó al punto indicado para recoger a la BRICA, aterrizando en una zona próxima a la señalada por el técnico y que descartó por contener piedras muy irregulares. La zona en cuestión se trataba de una ladera y el helicóptero quedó posado con una ligera inclinación hacia la izquierda y con el morro apuntando hacia arriba. Una vez en el suelo, bajó la palanca del colectivo, aunque no hasta el final de su recorrido,

y centró el cíclico, quedando el helicóptero estable. Aunque el colectivo estaba situado en una posición que no era la de totalmente abajo, el piloto consideraba que prácticamente la totalidad del peso del helicóptero se soportaba en los patines.

Autorizó la aproximación de los operarios encargados del plegado y recogida del helibalde, que se acercaron al helicóptero por su derecha y quedaron fuera de su campo visual. En ese momento aparecieron una serie de vibraciones verticales de baja frecuencia y gran intensidad que le resultaron anormales y que intentó eliminar actuando sobre el mando cíclico. Sin embargo, al no conseguir estabilizar el helicóptero y ante el inminente peligro de vuelco, ascendió verticalmente sin que desapareciese la inestabilidad. Según sus estimaciones, esta situación se prolongó durante unos 40 segundos tras lo cual desconectó el *helipilot* (HP) y el helicóptero se estabilizó.

El piloto informó que el sistema eléctrico de apertura del gancho de carga únicamente lo armaba (interruptor CARGO REL en su posición ARM) en las operaciones de llenado y lanzamiento del agua.

1.8.2. *Declaración de miembros de la BRICA*

Los miembros de la BRICA informaron que no apreciaron ninguna circunstancia especial durante el aterrizaje y el asentamiento en tierra del helicóptero.

Uno de ellos informó que, ya estando la aeronave y el helibalde en el aire, éste se balanceaba bruscamente y la persona colgada entre sus cables salió despedida, impactando contra el suelo.

1.9. Información sobre organización y gestión

1.9.1. *EGMASA*

La Empresa de Gestión Medio Ambiental (EGMASA) coordina la formación y adiestramiento del personal que compone las brigadas de intervención BRICA y la operación de los helicópteros participantes en tareas de transporte de cuadrillas y extinción.

Las maniobras de despliegue y recogida del helibalde de la cesta de transporte son realizadas por miembros de la BRICA, siguiendo las pautas del entrenamiento especificado en un Manual de Prácticas, editado por EGMASA. Aunque no se indica de forma expresa, durante la extracción y despliegue del helibalde, habitualmente un operario se coloca entre el saco del helibalde y el helicóptero.

Dos días después del accidente y a resultas de su análisis en el seno de la empresa, se adoptó la medida de modificar la disposición de los operarios en torno al helicóptero durante las labores de despliegue y recogida del helibalde para aumentar su seguridad.

1.9.2. FAASA

No se encontraron procedimientos operacionales específicos del uso del helibalde en el manual de operaciones del operador de la aeronave.

2. ANÁLISIS

En este caso, se considera que las siguientes circunstancias propiciaban la inestabilidad del helicóptero en tierra:

- La elevada pendiente de la zona en la que se posó el helicóptero.
- Las irregularidades del terreno sobre el que estaban apoyados los patines, que estaba formado por tierra y rocas semienterradas que no permitían unas buenas condiciones de apoyo.
- Que el sistema *force trim* estuviera desactivado.
- Que la palanca del mando colectivo no estuviera en su posición más baja.

En esas condiciones, el equilibrio del helicóptero en el suelo no estaba garantizado. Sólo una parte del peso se transmitía al terreno a través de los patines, ya que el rotor proporcionaría cierta sustentación. Además, sería necesario mantener la palanca de mando cíclico hacia delante para contrarrestar la componente de la reacción del suelo en sentido de ladera abajo y al ser la superficie de asentamiento muy irregular daría lugar a cambios constantes en esa fuerza de reacción, por lo que el piloto tendría que efectuar continuos ajustes de los mandos para mantener en reposo el helicóptero. En esta situación, cualquier alteración del equilibrio de fuerzas motivada por un pequeño desplazamiento de los patines o por una corrección imprecisa sobre los mandos provocaría el inicio de la desestabilización de la aeronave y la aparición de las vibraciones que reportó el piloto.

Una vez que la aeronave se apartó del suelo y despegó, desaparecieron los condicionantes anteriormente apuntados y el piloto pudo recuperar el control de la aeronave. Sin embargo, el helicóptero ascendió arrastrando el helibalde y debido a la urgencia con la que hubo que efectuar el despegue, el helibalde no pudo ser izado con suavidad, originándose probablemente movimientos de balanceo que dificultaron la recuperación del control. Estos problemas se agravarían al quedar atrapado entre los cables del helibalde el operario que resultó herido.

Durante la maniobra de despegue, el interruptor CARGO REL estaba seleccionado en la posición OFF, lo que impedía al piloto liberar el helibalde por el procedimiento normal, durante el intento de estabilizar el helicóptero. Para soltar el helibalde por el procedimiento de emergencia de apertura mecánica, el piloto se hubiera visto forzado a renunciar momentáneamente al control del rotor antipar para pisar el pedal que actúa abriendo el gancho, lo que implicaría que mientras ejecutara dicha acción perdería capacidad de mando en guiñada en un momento en el que la necesidad de controlar la aeronave era fundamental.

Los procedimientos contenidos en el manual de vuelo de la aeronave para operaciones con carga externa indican que los despegues y aterrizajes deben efectuarse con el interruptor CARGO REL en la posición ARM, de forma que esté operativa la apertura eléctrica del gancho de carga. De esta manera es posible desprenderse rápidamente de la carga en caso de emergencia durante estas fases de vuelo, que son las más críticas, sin que se comprometa la capacidad de actuación del piloto sobre el control del helicóptero.

Aunque el operador no contempla en su manual de operaciones procedimientos específicos para las actividades desarrolladas con helibalde, éste constituye una carga externa y la operación cuando se lleva instalado este dispositivo debería ajustarse a las instrucciones del manual de vuelo. Convendría que se resaltara esta circunstancia y por eso se emite una recomendación de seguridad al operador.

En los trabajos que se realicen en las proximidades de un helicóptero, cuando el rotor funciona a un régimen normal de vueltas es necesario prever vías libres de escape en todo momento. Las medidas adoptadas por EGMASA a raíz del accidente se considera que persiguen este objetivo y mejoran la seguridad de las personas que actúan alrededor de un helicóptero, al posibilitarles en emergencias vías libres de escape.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

1. El helicóptero se posó sobre un terreno irregular que no aseguraba un apoyo estable de los patines en tierra.
2. El piloto no ejecutó correctamente el procedimiento de después del aterrizaje
3. No se había armado el sistema eléctrico de apertura del gancho de carga.
4. La distribución del personal de la BRICA en el despliegue y plegado del helibalde dificultaba el alejamiento del helicóptero en caso de peligro.
5. El helibalde permaneció enganchado en todo momento al gancho de carga.
6. Es probable que el helibalde, colgado del helicóptero, se desplazara en el aire, lateral y verticalmente, de manera brusca durante el despegue del helicóptero.

3.2. Causas

Se considera que el accidente fue debido por una parte a la pérdida de control de la aeronave como consecuencia de haberse posado en un terreno irregular que no aseguraba un apoyo estable de los patines de aterrizaje en el suelo y no haberse realizado correctamente el procedimiento de después del aterrizaje, y por otra parte al hecho de encontrarse el miembro de la BRICA que resultó herido actuando en una posición próxima al helicóptero que no le aseguraba una vía de escape durante las labores de recogida del helibalde.

Es probable que el movimiento brusco del helibalde en el aire indujera desplazamientos del helicóptero que impidieron, o al menos no facilitaron, la estabilización de la aeronave.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 17/08. Se recomienda a FAASA, como operador de la aeronave, que incluya en su Manual de Operaciones procedimientos específicos de operación con helibalde, tendentes a asegurar que durante los aterrizajes y despegues esté operativo el sistema de apertura eléctrica del gancho de carga.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 9 de junio de 2007; 13:45 h local¹
Lugar	Aproximación al Aeropuerto de Bilbao

AERONAVE

Matrícula	EC-HST
Tipo y modelo	ROCKWELL COMMANDER 114
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-540-T4B5D
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	55 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	135 h
Horas de vuelo en el tipo	1 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aproximación

INFORME

Fecha de aprobación	19 de noviembre de 2008
---------------------	--------------------------------

¹ La referencia horaria en este informe es la hora local. Para obtener la hora UTC hay que restar dos horas a la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 9 de junio de 2007 la aeronave Rockwell Commander 114, matrícula EC-HST, con un piloto y un pasajero a bordo despegó del aeropuerto de Bilbao para realizar un vuelo local bajo las reglas de vuelo visual. Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para el vuelo.

En el trayecto de regreso la aeronave sufrió el desprendimiento de la hélice, no obstante el piloto pudo alcanzar el campo de vuelos.

Según describió el piloto, el vuelo transcurría normalmente. Cuando se encontraba a 2.300 ft de altitud y a una distancia aproximada de 5 MN del aeropuerto el motor cambió de sonido, haciéndose más agudo, y acelerándose. El parabrisas se cubrió de aceite dificultando la visibilidad exterior. A continuación, intentó regular el régimen del motor sin conseguirlo por lo que declaró emergencia a la torre de control del aeropuerto y aterrizó sobre la calle de rodaje C4 del aeropuerto, que se encuentra prácticamente alineada con la prolongación de la cabecera 28. En su trayectoria en tierra, la aeronave recorrió parte de la calle C-4, atravesó la pista 12/30 y entró por la cabecera 28, deteniéndose a unos 150/200 m de ésta.

No se produjeron daños personales.

Tras descender de la aeronave pudo observar que la hélice se había desprendido durante el vuelo. Asimismo, el piloto manifestó que en ningún momento anterior se produjeran vibraciones, variaciones de temperatura del motor y de presión de aceite que indicara alguna anomalía.



Figura 1. Frontal de la aeronave

1.2. Daños en la aeronave

Los daños exteriores en la aeronave se limitaron a la pérdida de la hélice, la cual no pudo ser recuperada.

En la figura 1, se muestra la proa de la aeronave. En la figura, se pueden ver los restos de los seis pernos de fijación de la hélice al motor cuyas cabezas han desaparecido y, por tanto, quedan sólo las cañas que permanecen roscadas al plato del motor. En la figura se puede observar también la impregnación de aceite sobre el carenado del motor.

Dentro del compartimento motor se recuperó una de las cabezas de los pernos, que conservaba un trozo de alambre de frenado unida a ella.

1.3. Información sobre la aeronave

1.3.1. Aeronavegabilidad y configuración

La aeronave Rockwell Commander 114, matrícula EC-HST, tiene el número de serie 14299 y fue fabricada en 1977.

La validez del certificado de aeronavegabilidad se extendía hasta el 11 de mayo de 2007 y, por tanto, el certificado no estaba en vigor en la fecha del suceso.

El modelo de la aeronave fue certificado por la FAA con el Certificado de Tipo n.º A1250, aprobado con fecha 8-03-1976. Cuando fue certificada, la aeronave estaba equipada con motor Lycoming modelo IO.540-T4B5D, de 260 HP, y hélice bipala de velocidad constante, Hartzell modelo HC-C2YR-1BF/F8467-7R, con control de paso modelo Eldo-Aire 14-828-014-7.

Cuando ocurrió el incidente, la aeronave EC-HST se equipaba con un motor del mismo modelo que el certificado pero la hélice era tripala de velocidad constante, modelo B3D34C405-AXC/90DFA-13, de McCauley, con control de paso Woodward modelo J210345. El cambio de modelo de hélice había sido autorizado por la FAA con el «Suplemento al Certificado de Tipo» n.º SA4444NM de fecha 7-09-1982. El modelo del control de paso instalado es distinto del incluido en dicho suplemento, que es el modelo 210903, también de Woodward. Este fabricante ha confirmado que los dos modelos de control citados son adecuados para la aeronave modelo 114 y que las diferencias en sus características (flujo de bomba ligeramente superior y ajuste más alto de la presión de seguridad en el modelo J210345) no afectan a las actuaciones de la hélice en condiciones normales.

1.3.2. Mantenimiento de la aeronave

Hasta el día del incidente, la aeronave había realizado 1.718:35 h de vuelo.

En los últimos dos años y medio, de los que se ha dispuesto el historial detallado, la aeronave sólo había volado 99:55 h. En este tiempo, se habían llevado a cabo dos revisiones del tipo anual/100 horas, cada una dentro del intervalo correspondiente.

Con fecha 29-08-2001, a las 1.415:15 h de vuelo de la aeronave, se había llevado a cabo una inspección completa de motor con «overhaul».

Con fecha 8-2-2007, a las 1.710:25 h se desmontó, por cumplimiento en tiempo, la hélice y su control de paso y se enviaron a una empresa autorizada para revisión general. Una vez realizada ésta, los mismos elementos de hélice y control del paso se volvieron a montar el 25-5-2007, reiniciando los vuelos el día 31 de ese mes. Desde el reinicio de vuelos hasta el día del incidente, la aeronave realizó 8 vuelos, sin contar el del incidente, con una duración total de 5:05 h.

1.4. Ensayos e investigaciones

1.4.1. *Instrucciones de montaje de la hélice después de una revisión general*

Como se ha indicado, los vuelos de la aeronave se habían reiniciado el 31-5-2007, pocos días antes del incidente, tras una revisión general de la hélice y de su control de paso, por un centro de mantenimiento autorizado.

Las instrucciones para el montaje y el desmontaje de la hélice se detallan en la Sección 2.1 del Manual de Mantenimiento para las aeronaves de este tipo, modelos 114 y 114A.

Básicamente, las operaciones consisten en el desmontaje/montaje de los seis pernos que sujetan el plato en el que termina el motor al plato del eje de la hélice. Los pernos se roscan al plato del motor y se aprietan con un par determinado especificado en el manual. Las operaciones se completan con detalles del manejo de los elementos a desmontar o montar.

El par de apriete definido en el manual para la hélice bipala Hartzel (aeronaves con números de serie 14000 a 14499) es de 60/70 lb-pie y para la hélice tripala McCauley (aeronaves con números de serie 14500 y superiores), de 55 a 65 lb-pie. En ambos casos, hay que cambiar los pernos por piezas nuevas en cada montaje de hélice.

Según la información suministrada por el mantenedor que efectuó el montaje de los elementos procedentes de overhaul, se sustituyeron los pernos por otros nuevos del mismo tipo que llevaba la aeronave antes de la revisión, se aplicó el par de apriete de 60 a 70 lb-pie y todas las operaciones se realizaron según las instrucciones del Manual de Mantenimiento P/N M 114001-2, con los cambios introducidos a fecha 18-04-2000.

1.4.2. *Informe sobre la rotura de los pernos de la hélice*

Se ha llevado a cabo el estudio de las roturas encontradas en los seis pernos de unión del conjunto de la hélice al motor, al objeto de determinar las causas y el proceso de desarrollo de las mismas.

Para realizar el estudio se suministraron los siguientes elementos: los trozos de los cañas descabezadas de los seis pernos, que habían permanecido en el plato del motor tras el incidente, la única cabeza recuperada de estos pernos y tres pernos, aparentemente en buen estado, de los que habían sido sustituidos en el montaje de la hélice tras la inspección general.

El estudio demostró que la composición de los pernos y su resistencia a la tracción eran similares entre los pernos rotos y los sustituidos.

Las conclusiones indicadas en el informe del estudio fueron las siguientes:

- El fallo de los pernos se debió, básicamente, a un proceso de fatiga de desarrollo simultáneo, con cargas alternativas de flexión bilateral de un nivel bajo.
- El proceso de fatiga se debió, muy probablemente, por la inexistencia de un nivel suficiente de precarga en los mismos, descartándose que el mismo se debiera a la aplicación de un apriete excesivo.
- La ausencia de precarga adecuada pudo provenir, bien de la aplicación de un par de apriete insuficiente en el montaje de los pernos, o bien, de su aflojamiento en servicio por una instalación inadecuada del frenado de las cabezas.

2. ANÁLISIS

La aeronave sufrió la separación de la hélice en vuelo. El piloto, aunque contaba con poca experiencia y no identificó inmediatamente el problema, pudo continuar el vuelo con el parabrisas cubierto de lubricante del motor y con visibilidad reducida, declaró la emergencia y consiguió aterrizar en el aeropuerto de Bilbao, en la pista de rodadura C4.

En la inspección de campo tras el incidente se comprobó que los seis pernos de unión de la hélice al motor estaban seccionados y que los daños adicionales en la aeronave fueron ligeros y contenidos, básicamente, al compartimento de motor. La hélice no fue encontrada en la búsqueda que se realizó.

El estudio metalográfico realizado sobre los pernos seccionados ha concluido que se produjo un proceso de fatiga que fue simultáneo en todos los pernos y que la carga total de rotura de cada perno fue muy baja.

Dado que la carga total en cada perno es la resultante de la tensión de precarga del mismo, producida por el par de apriete aplicado en el montaje, más la proporción correspondiente de la fuerza de propulsión de la hélice, se deduce, y así lo indica también el informe, que si se desarrolló un proceso de fatiga, fue porque la tensión de precarga o par de apriete, fue o llegó a ser insuficiente.

El desarrollo del proceso de fatiga en los pernos tuvo que suceder en las seis horas aproximadas de vuelo (5:05 en los 8 vuelos sin contar el del incidente y 55 minutos

estimados del vuelo hasta el incidente) que realizó la aeronave desde el reinicio de los vuelos, tras el montaje de la hélice una vez revisada, hasta el incidente.

Solamente hay dos posibilidades por las que el par de apriete llegó a ser insuficiente después de un tiempo de vuelo tan corto:

1. Que se hubiera aplicado realmente un par de apriete bajo en el montaje de la hélice tras la revisión general, o bien
2. Que el par de apriete se hubiera reducido en las seis horas de vuelo indicadas.

La primera posibilidad ocurriría en caso de error, mal funcionamiento o indicación defectuosa de la llave dinamométrica utilizada para el apriete en el montaje y la segunda, que, durante los vuelos, se hayan aflojado los pernos por un montaje inadecuado de los alambres de frenado de las cabezas de los pernos.

Por otra parte, no se considera que hayan podido contribuir al incidente ni los elementos de control de hélice no incluidos específicamente en el Suplemento de Certificado de Tipo, ya que son compatibles con la aeronave y además habían volado en la aeronave durante años antes de la revisión general de la hélice, ni el hecho de estar caducado el certificado de aeronavegabilidad.

3. CONCLUSIONES

La causa del incidente fue la rotura de los pernos de unión de la hélice con el disco de acoplamiento al motor, ocasionando su separación de la aeronave en vuelo.

La rotura de los pernos estuvo producida bien porque se instalaron con un par de apriete insuficiente, o bien porque en la instalación no se realizara el frenado correcto de dichos pernos.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-046/2005	06-08-2005	F-GZDO	Pilatus PC6/B1H2	Aeródromo de Ocaña (Toledo)	79
IN-044/2006	27-07-2006	EC-FDE	Piper PA-34-200T	Valladolid Airport	83

Foreword

This report 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 event and its causes and consequences.

In accordance with the provisions of Law 21/2003 and pursuant to Annex 13 of the International Civil Aviation Convention, the investigation is of exclusively a technical nature, and its objective is not the assignment of blame or liability. The investigation was carried out without having necessarily used legal evidence procedures and with no other basic aim than preventing future accidents.

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

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

Abbreviations

00°	Degrees
00 °C	Degrees Celsius
CIAIAC	Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (Spain)
FAA	Federal Aviation Administration (United States)
ft	Feet
h	Hour(s)
ITT	Inter-Turbine Temperature
m	Meter(s)
MM	Maintenance Manual
SB	Service bulletin
UTC	Coordinated Universal Time

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Saturday, 6 August 2005; 12:30 local time ¹
Site	Aeródromo de Ocaña (Toledo)

AIRCRAFT

Registration	F-GZDO
Type and model	PILATUS PC6/B1H2
Operator	Aerobalas

Engines

Type and model	PRATT & WHITNEY CANADA PT6A-20B
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	28 years old
Licence	Commercial pilot (aircraft)
Total flight hours	1,080 h
Flight hours on the type	184 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			4
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Major
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Aerial work – Commercial – Parachute drop
Phase of flight	Climb

REPORT

Date of approval	19 November 2008
------------------	------------------

¹ Time references in this report are local. In order to obtain UTC it is necessary to deduct 2 hours from local time.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The aircraft took off from the Ocaña Aerodrome on a parachuting flight that was to take place over the aerodrome. Aboard there were the pilot and four parachutists. It was the third flight of the day and, like the previous ones, it was scheduled to last around 20 minutes.

With the aircraft at an altitude of some 14,000 ft and ascending, a loud noise was heard, followed by a complete loss of power. After the parachutists jumped out, the pilot was able to glide the aircraft to the departure aerodrome and make an emergency landing without further incident.

The pilot was not injured and was able to leave the aircraft under his own power. None of the parachutists was injured during the jump.

The aircraft suffered significant damage, though it was limited to the engine.

The pilot held a valid license and medical certificate. The aircraft also had a valid airworthiness certificate.

1.2. Aircraft inspection

An initial visual inspection of the engine revealed substantial damage to the power turbine blades and the stator. The compressor blades were only slightly damaged.

The affected pieces were subsequently replaced in the workshop, including:

- Compressor turbine blades.
- Power turbine blades.
- Power turbine stator.
- ITT thermocouple harness.
- Compressor first stage stator.
- Fuel injectors.
- Various bearings, seals and minor components.

During the inspection there were no findings of strange elements ingestion in the engine.

1.3. Statement from the pilot

While at an altitude of 14,000 ft and ascending, he heard a loud noise, followed by a complete loss of power. He immediately saw that the ITT (Inter-Turbine Temperature)

value was above 1,000 °C, when the normal reading in that phase of the flight should have been around 680 °C.

Once the parachutists jumped out, he carried out the emergency procedure for an engine fire, since initially he thought that was precisely what was happening. After landing, however, it became apparent that at no time had a fire broken out. Once the fuel was cut off as part of the fire procedure, the ITT reading returned to a normal value.

It was the third flight of the day and the pilot stated that the recommended ITT value had not been exceeded during any phase on the previous flights.

The flights had taken place some fifteen minutes apart, during which time the engine was stopped. The aircraft had been refueled after the first flight.

1.4. Meteorological information

The temperature at the aerodrome, whose reference point is at an elevation of 620 m, was high, between 29 and 30 °C.

1.5. Engine operating conditions during parachuting operations

As a result of the parachuting operations to which this type of aircraft is routinely subjected, the engine is severely strained. The recommended ITT is frequently exceeded during start-up and taxiing as a consequence of the continuous operations. Flight cycles are completed in short periods of time with complete engine shutdowns between takeoffs, which keeps the engine temperature from decreasing to the prescribed values before each start-up. Statements have also been provided informing of calibration problems with the ITT thermocouple harness which would aggravate engine conditions should the temperatures reached be in excess of those observed.

Warm start-ups are also produced when the battery has been subjected to multiple discharges, allowing no time to recover. This way, either because the minimum turns cannot be reached due to the aforementioned battery exhaust or because the time lapse to achieve them is longer than the usually expected by the pilot, the aircraft is refuelled before reaching the minimum turns needed for that, resulting in a warm start-up and thus at warmer temperatures than in a standard operation.

1.6. Information from the engine Maintenance Manual (MM)

The maintenance manual outlines the actions to take in case of a turbine high temperature.

The tasks to be carried out involving the engine depend on the magnitude of the temperature excess, its duration and the phase of flight (whether taking off or any other phase). The tasks range from taking no action at all or making a simple entry of the event in the engine log book, to performing various visual and hot section inspections. The most serious cases call for overhauling the engine and replacing specific parts.

Although the maintenance manual states that several temporary high temperature conditions can impact the service life of the engine as much as one of lesser temperature but longer occurrence, it does not specify any procedures for evaluating the effect of repeated high temperatures which, by themselves, may require to adopt maintenance actions.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

Constant operations with complete engine cycles, high ambient temperatures and under demanding engine conditions are typical of the parachuting activities performed by this aircraft, which induced turbine temperatures that could, on some occasions, exceed established values. Even if such temperature excesses were of limited duration or value, their repetitive nature could have led to the failure of the blade after a relatively low number of cycles.

It is considered that the most likely cause of the incident was a series of cycles during which ITT values in excess of those prescribed were reached, which could lead to the failure of some power turbine blades and next to all the other damage observed in the engine.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Thursday, 27 July 2006; 13:45 local time
Site	Valladolid Airport

AIRCRAFT

Registration	EC-FDE
Type and model	PIPER PA-34-200T
Operator	Aeromadrid

Engines

Type and model	CONTINENTAL TSIO-360-EB
Number	2

CREW

Pilot in command

Age	29 years old
Licence	Commercial airplane pilot
Total flight hours	3,200 h
Flight hours on the type	100 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Instruction – Dual control
Phase of flight	Landing

REPORT

Date of approval	19 November 2008
------------------	------------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Description of event

The aircraft, a Piper PA-34, with an instructor and student onboard, had taken off from Cuatro Vientos Airport (Madrid) at 12:35 local time on an instruction flight to Valladolid.

After an hour and ten minutes of flight time, they landed on runway 23 at Valladolid airport.

As the main gear touched down, the crew noted that the airplane was veering slightly to the right. When they looked at the gear position lights they noted that though the two main landing gear green lights indicated the legs extended and locked, the position light for the nose gear was giving an intermittent signal. They decided to go around before the nose gear contacted the ground so as to check its operation before the definitive landing.

During the left hand visual pattern, they raised and lowered the landing gear and noted a correct indication with three green lights. After receiving clearance to land, they touched down once more and, after rolling some 300 m down the runway, they noted how the airplane, now at low speed, was tilting to the right.

As the airplane slowed, the propeller and right wing contacted the ground. The airplane came to a stop on the right part of the runway, resting on its right wing.

There was no fire and the occupants were uninjured. Airport emergency personnel responded to the scene immediately.

It was noted that the aircraft had lost its right wheel, wheel fork and axle, resulting in further damage to other components, including the brake assembly, propeller blade tips, flaps, and main landing gear door, all of them on the right side, and also to the step for entering the aircraft.

1.2. Personnel information

1.2.1. *Instructor*

The instructor had held a Commercial Airplane Pilot License since 20 May 1999, and the competency certificate was valid until 27 February 2008. He was rated for single- and multi-engine piston aircraft, instrument flight and airplane flight instructor. His flying experience, by his own account, was 3,200 total hours, around 100 of them on the type.

1.2.2. *Student pilot*

The student pilot was taking a complete Airline Transport Pilot License course, and his corresponding student pilot license was valid until March 2007.

1.3. **Aircraft information**

1.3.1. *Airworthiness certificate*

The aircraft had a normal airworthiness certificate valid until 9 May 2006, with an extension that prolonged its validity until 9 August 2006.

1.3.2. *Design of main landing gear leg*

The PIPER PA-34-200T aircraft has a retractable tricycle landing gear, consisting of a nose leg and two main legs.

Each main gear leg includes:

Trunnion

Piston

Fork

Wheel axle

Torque scissors

Wheel

The trunnion, or main body of the leg, has two pins or projections which allow the leg to turn or fold laterally under the wing when retracting by means of an electrically-operated hydraulic actuator.

The piston, along with the fork and the wheel axle, compose the sliding group that moves axially with respect to the trunnion. The transfer of the hydraulic liquid and the compression of the nitrogen gas contained in both cylinders provide the necessary shock absorption for the wheel.

The torque scissors prevent the wheel from pivoting and ensure it remains aligned with the aircraft.

The piston is a high strength steel tube with a chrome coating on the outside which reduces friction with the trunnion and provides increased wear resistance. It is housed in the fork and closed at the bottom by means of a plug and an O-ring which are fastened with a screw, nut and a non-turn washer. The plunger and the flow restrictors that provide the shock absorption are mounted on the head.

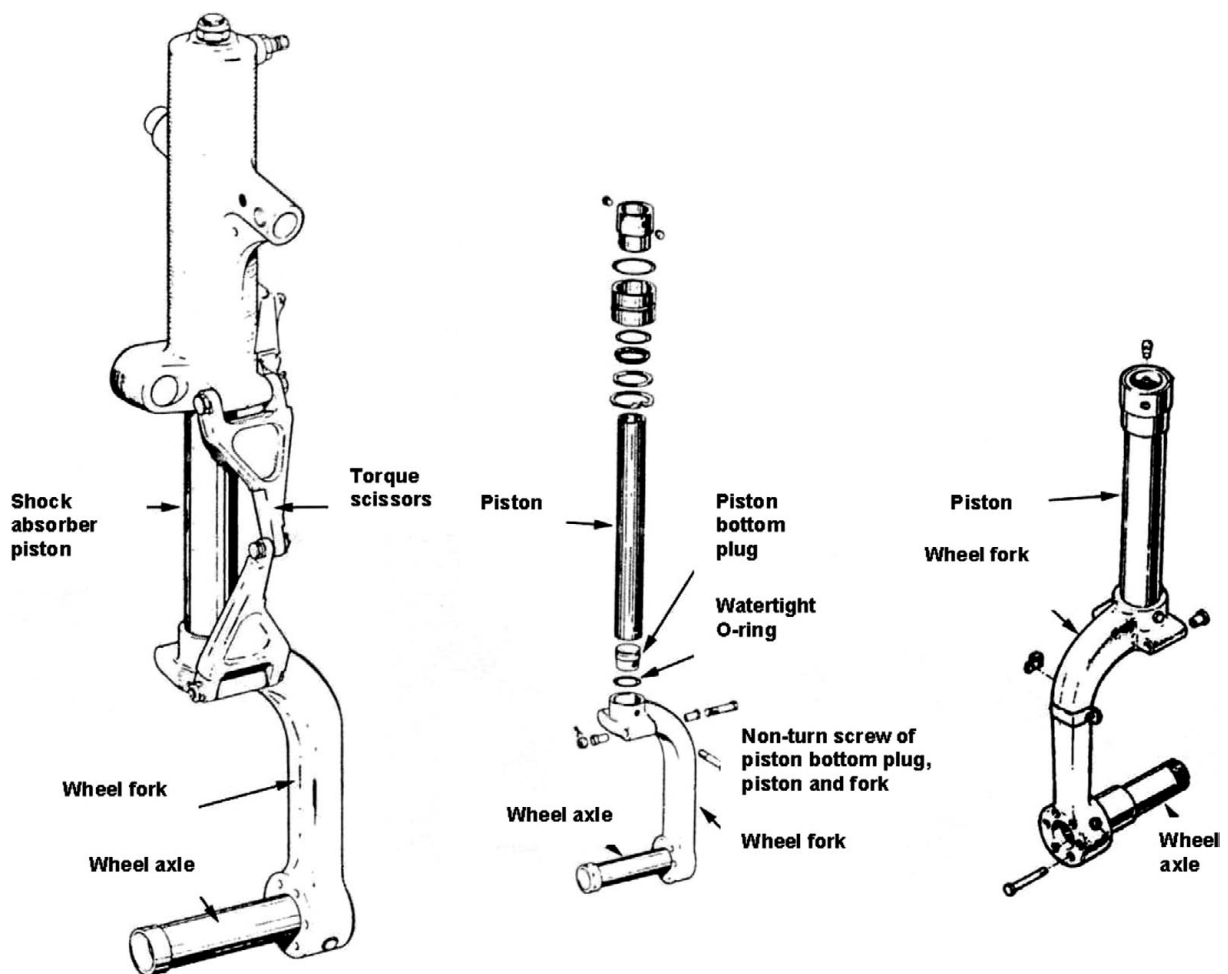


Figure 1. Diagram of main gear leg

A history of fatigue failure in some landing gear components prompted the FAA to issue Airworthiness Directive AD 94-13-11 on 27 June 1994, which required the trunnion on several Piper models, the PA 34 among them, to be inspected for cracks and, if found, for the trunnion to be replaced with a part of improved design, thus satisfying the requirements of the directive.

The Directive did not establish an operating time limit for the piston which moves inside the trunnion. The need to replace this piston is established on condition.

1.4.° Aircraft inspection

The post-accident inspection of the aircraft revealed that the shock absorber piston had completely fractured. An analysis of the fracture indicated signs of fatigue failure.

The component was sent to a specialized laboratory for an in-depth analysis of the fracture. The study revealed an area of progressive fatigue crack growth on the broken

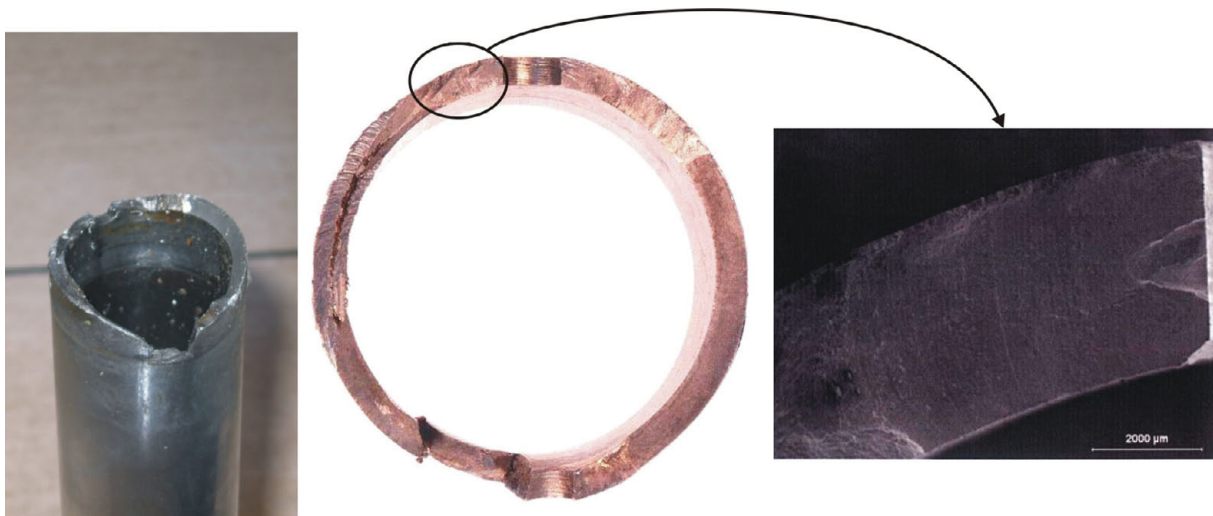


Figure 2. Fracture of the lower piston section. View of fractured area and macrofractographic detail of area indicated

piston zone, along with an area of brittle failure that developed as the wheel separated from the fork during the accident landing.

The crack developed on the surface of the lock screw for the plug found on the lower end of the piston. These screws have a rough surface finish, which induces the start of fatigue cracks. The part of the piston which cracked and eventually failed is located in an area where stress concentrates under normal landing loads.

1.5. Aircraft maintenance

According to the records, the aircraft had a total of 10528 flight hours. Its maintenance history notes the replacement of the trunnion on both legs on 18 June 1997 with 5144 hours, in fulfillment of the requirements of SB 787 C and of Directive 94-13-11.

There is no mention in the maintenance manual of the need to inspect the condition of the piston. The operator did indicate, however, that after a similar incident in 2005 involving an aircraft of the same type, an item was added to the 500-hour inspection to check the piston for possible defects. Given the difficulty posed by the chrome coating for performing a liquid penetrant test to check for cracks, the inspection uses a camera to check the inside of the piston.

The last 500-hour inspection had taken place on 21 May 2006 with 10,480 flight hours on the airplane. No defects requiring the piston or plunger to be replaced were detected at the time.

1.6. Similar events

There is an incident in the CIAIAC database dated 4 May 2005 which is similar to the one addressed here (see CIAIAC IN-16/2005). It also involved the shock absorber piston break, by fatigue failure, on a main landing gear leg, the left one in this case, on another Piper PA-34-200T aircraft.

The manufacturer has declared to be aware of another trunnion fracture, collected in the current Service Difficulty Report of the FAA (Federal Aviation Administration in the United States).

With this background the manufacturer has issued a Safety Risk Assessment based on the guidelines provided by the FAA. The assessment takes into account the effects on the safety caused by a main landing gear failure, the number of this type of aircraft manufactured (around 6,000), the type of operation it is usually assigned to and the frequency with which incidents with the trunnion have occurred. The results have indicated that it is not necessary to adopt measures on the design nor to change the maintenance instructions of this component.

2. ANALYSIS

During the initial landing attempt, which had proceeded normally, the crew performed a go around after receiving indications that the nose gear leg was malfunctioning. Once airborne, after the landing gear was retracted and lowered, the crew noted no further indications of a problem with the nose gear. Upon landing a second time, the right main gear leg collapsed. An inspection revealed that the trunnion on this leg had broken.

An inspection of the fractures and the laboratory tests determined that the failure was caused by a weakening of the trunnion resulting from a metal fatigue process. The fatigue crack had grown progressively until it exceeded its critical value, and the residual static resistance was exceeded by the landing load, which is estimated to have been normal.

The break occurred in a section where, due to the design of the component in question, stress can be expected to accumulate. The initiation of the fatigue cracks is further thought to have been aided by the presence of circular marks on the surface of the screws.

The school environment in which the airplane was operated could have furthered the fatigue problem in the landing gear piston since training landings can be somewhat harder than normal, and the maneuvers performed on taxi and takeoff also tend to be harsher than those carried out by more experienced pilots, such that the load spectrum

to which the gear is subjected can deviate from design without the load limits being exceeded. An additional factor is that instructional activities can also increase the number of cycles with respect to those considered during the design, resulting once more in a load spectrum in excess of design as a consequence of the larger number of load cycles to which the landing gear structure is subjected.

They are recorded 3 cases of a trunnion fracture during service. Another issue to consider is that this operator had already, of its own accord, established inspection requirements for the component, since it had already found an identical problem in another aircraft. As found in the course of this investigation, however, an inspection of the piston at the 10,480 flight hour mark, and which failed 48 flight hours later, had revealed no cracks, meaning either the method used to detect cracks was ineffective or the crack progressed from an undetectable level to fracture in just a few cycles.

There have also been fractures of the trunnion itself which led to design changes and to a service lifetime limitation before requiring its replacement. However, according to the risk evaluations on operational safety carried out by the manufacturer, it doesn't seem necessary by now to take additional actions in the trunnion design or maintenance.

3. CONCLUSIONS

- The incident resulted from the fracture of the shock absorber piston on the right landing gear leg of the aircraft.
- The piston fractured in a section that was weakened by a fatigue crack.
- The crack had not been detected during a maintenance inspection implemented by the operator and based on its own experience in its maintenance manual.
- The piston is not a limited lifetime component on this aircraft.
- There is no requirement to inspect the piston using any special crack detection or non-destructive testing techniques.
- There are known 3 previous cases of trunnion fracture during service in all the fleet of this aircraft model.
- There is no need for amendments in the trunnion design or maintenance derived from the risk evaluations on operational safety carried out according to the failures detected in this element.

