

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL

Boletín Informativo

5/2011



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Fe de erratas

Al Boletín 5/2011

Fecha de publicación: 20 de febrero de 2012.

En el índice, página V, en relación a la matrícula del incidente de referencia IN-014/2011, donde dice «El-JSM», debe decir «EC-JSM».

En la página 97, en el apartado matrícula, donde dice «El-JSM», debe decir «EC-JSM».

Además, se han corregido otros errores tipográficos de importancia menor a lo largo de todo el documento.

Esta versión electrónica introduce todas estas modificaciones.

BOLETÍN INFORMATIVO

5/2011



**GOBIERNO
DE ESPAÑA**

**MINISTERIO
DE FOMENTO**

SECRETARÍA DE ESTADO
DE TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-11-133-5

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

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

Consecuentemente, el uso que se haga de este Boletín para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

Índice

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

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
(*) IN-005/2007	02-02-2007	EC-IJO	Beechcraft 1900-D	En ruta a 40 NM del VOR de Tenerife Sur	1
(*) A-012/2008	14-04-2008	EC-FHZ	Piper PA-28R-200	Término municipal de Valdemaqueda ... (Madrid)	31
(*) IN-037/2008	04-09-2008	F-GLEC	Aerospatiale SN-601 Corvette S/N:30	Aeropuerto de Sevilla	45
(*) IN-001/2009	22-01-2009	EC-DMR	Cessna F-172-RG	Aeropuerto de Sabadell (Barcelona)	59
IN-016/2009	03-07-2009	N-999LT	Beechcraft 95-B55	Aeropuerto de Menorca (Illes Balears) ..	69
IN-023/2010	15-07-2010	EC-CUX	Piper PA-36-375	Finca El Pericón en Vejer de la Frontera . (Cádiz)	79
A-026/2010	31-07-2010	EC-XAQ	Fly Synthesis – Texan	Campo de vuelo de ULM de Fuenterrobles (Valencia)	89
IN-014/2011	01-05-2011	EC-JSM	Cessna 172R	Aeródromo de Igualada (Barcelona)	97

ADENDA	103
---------------------	-----

(*) 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
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
AFM	Manual de vuelo de la aeronave («Aircraft Flight Manual»)
AGRO	Licencia de piloto agroforestal
ARC	Certificado de revisión de la aeronavegabilidad
ARO	Oficina de notificación de los servicios de tránsito aéreo
ATC	«Air Traffic Control» (Control de tránsito aéreo)
ATPL(A)	Piloto de transporte de línea aérea de avión
CAMO	Organización de gestión de la aeronavegabilidad continuada
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CMM	Manual de mantenimiento del componente
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CRI(A)	Instructor de habilitación de clase de avión
CRM	Gestión de recursos en cabina («Crew Resource Management»)
CVR	«Cockpit Voice Recorder» (Registrador de voz en cabina)
ELT	Baliza de emergencia
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FI(A)	Habilitación de instructor de vuelo de avión
ft	Pie(s)
FTV	Aeropuerto de Fuerteventura
Gal	Galones
h	Hora(s)
HP	Caballo(s) de vapor
hPa	Hectopascal(es)
IFR	Reglas de vuelo instrumental
IR(A)	Habilitación de vuelo instrumental
IR/ME	Licencia de Vuelo Instrumental
ITT	«Inter Turbine Temperature» (Temperatura entre turbinas)
JAR-OPS	Requisitos conjuntos de aviación-operaciones
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
l	Litro(s)
LELL	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Sabadell
LEIG	Indicativo de lugar del Aeródromo de Igualada-Ódena
LPC	Aeropuerto de Las Palmas
LT	Hora local
m	Metro(s)
MEP	Habilitación para avión multimotor de pistón
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MHz	Megahertzio(s)
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue
N/A	No afecta
NM	Milla(s) náutica(s)
NTSB	National Transportation Safety Board
P/N	Número de parte
PF	Piloto a los mandos de vuelo
PNF	Piloto que no lleva los mandos de vuelo
PPL(A)	Licencia de piloto privado de avión
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
RA	Revisión de aeronavegabilidad
rpm	Revoluciones por minutos

Abreviaturas

S/N	Número de serie
SAR	Servicio de búsqueda y salvamento
SE	Monomotor («Single Engine»)
SET	Monomotores de turbina
SP(A)	Alumno piloto de avión
SSR	Radar secundario de vigilancia
SUMMA	Servicios Médicos de Emergencia de Madrid
TRI(A)	Habilitación de instructor de vuelo de avión
TSN	Tiempo desde la fabricación («Time Since New»)
TWR	Torre de control de aeródromo
ULM	Aeronave ultraligera
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VHF	Muy alta frecuencia
VMC	«Visual Meteorological Conditions» (Condiciones meteorológicas visuales)
VOR	«Very High Frequency Omnidirectional Range» (Radiofaro omnidireccional de VHF)

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 2 de febrero de 2007; 19:43 h local¹
Lugar	En ruta a 40 NM del VOR de Tenerife Sur

AERONAVE

Matrícula	EC-IJO
Tipo y modelo	BEECHCRAFT 1900-D
Explotador	NAYSA. Navegación y Servicios Aéreos Canarios

Motores

Tipo y modelo	PT6A-67D
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	33 años	25 años
Licencia	Piloto comercial de avión²	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	6.000 h	660 h
Horas de vuelo en el tipo	2.591 h	456 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			13
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Motor derecho
Otros daños	N/A

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Regular – Nacional – Pasajeros
Fase del vuelo	En ruta

INFORME

Fecha de aprobación	26 de septiembre de 2011
---------------------	---------------------------------

¹ Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local. La hora local y la hora UTC coinciden durante el invierno en esta franja horaria.

² Según JAR-OPS (actual EU-OPS) 1.960 a) (1) (i) el titular de una licencia de piloto comercial puede operar como comandante bajo reglas de vuelo instrumental si cuenta con un mínimo de 700 h de tiempo total de vuelo en avión, de las cuales 400 sean como piloto al mando.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La tripulación estaba realizando el sexto salto de un total de ocho que tenían previsto realizar durante ese día. Se trataba de vuelos entre las distintas islas del archipiélago de las islas Canarias.

Este vuelo tenía su origen en el aeropuerto de Lanzarote con destino al aeropuerto de Tenerife Sur. La aeronave era una Beechcraft 1900D, matrícula EC-IJO. El piloto a los mandos era el copiloto. Las condiciones meteorológicas eran VMC («Visual Meteorological Conditions») y a la hora que se inició el despegue, las 19:00, ya se había producido la puesta de sol.

Despegaron por la pista 03 y realizaron la salida estándar TENERIFE SUR DOS MIKE (TFS2M) según se indica en la figura 1. Cuando alcanzaron el VOR («Very High Frequency Omnidirectional Range») de Fuerteventura (FTV), ATC («Air Traffic Control») les autorizó a dirigirse directamente al VOR de Las Palmas (LPC) para, a continuación, autorizarles a proceder directamente a MERAN. Volaban a nivel de vuelo FL100.

Cuando habían sobrepasado la costa de la isla de Gran Canaria y a nivel de vuelo FL100, a las 19:43, la tripulación sintió una fuerte explosión y observó guiñadas a la derecha no comandadas de la aeronave. El copiloto, desde su posición en la cabina pudo comprobar que salían llamaradas de las toberas del motor número 2 e informó de fuego al comandante. Por su parte, el comandante observó que la ITT («Inter Turbine Temperature») subía hasta 720 °C.

La tripulación decidió aplicar el procedimiento de emergencia «ENGINE FIRE OR FAILURE IN FLIGHT» y apagar el motor número 2. El comandante inició el procedimiento realizando los dos primeros pasos de los cuatro que son de memoria:

1. **Condition Lever** **FUEL CUTOFF³**
2. **Propeller Lever** **FEATHER**

A continuación el copiloto declaró emergencia informando a ATC (Tenerife Sur) y solicitó proceder a la isla de Gran Canaria. Fueron autorizados y a partir de ese momento el comandante tomó el control de la aeronave (PF) y el copiloto se encargó de las comunicaciones y continuó con el procedimiento de emergencia (PNF):

3. **Firewall Fuel Valve** **PULL CLOSED**
4. **Fire Extinguisher, if required (*)** **ACTUATE**
5. **Eng Autolgnition** **OFF**
6. **Autofeather** **OFF**
7. **Prop Sync** **OFF**

³ Los puntos que aparecen en negrita son pasos a realizar de memoria.

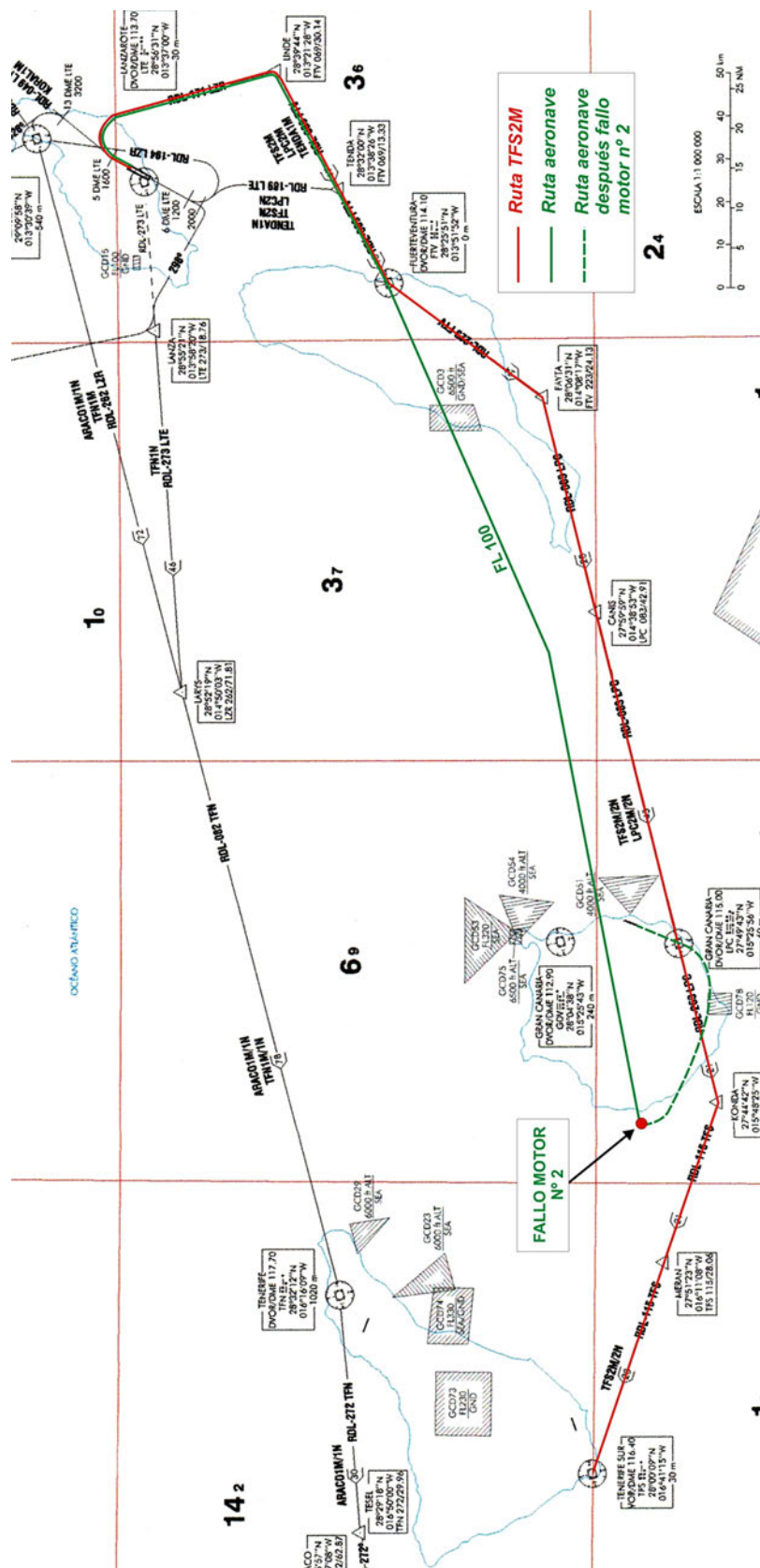


Figura 1. Trayectoria de la aeronave

8. Generator OFF
9. Electrical Load ENSURE WITHIN LIMITS
10. Bleed Air Valve INST & ENVIR OFF

Una vez completado, decidieron no intentar rearrancar el motor en vuelo porque concluyeron que el motor estaba dañado.

La tripulación no actuó el extintor de fuego dado que no se activó el aviso de fuego en el motor y no había indicios que indicaran la existencia del mismo.

La aeronave se dirigió al aeropuerto de Las Palmas de Gran Canaria y pidió realizar una aproximación visual. Durante la aproximación la aeronave solicitó en repetidas ocasiones que el tráfico que le precedía, un B-757, fuese desviado pero ATC mantuvo la secuencia de aproximación hasta el aterrizaje. Antes de que la aeronave tomara tierra por la pista 03L se autorizó a otro tráfico, un A-320, a despegar por la pista 03R.

Después de aterrizar por la pista 03L, la aeronave la abandonó por la calle de rodaje S3 y notificó a ATC el final de la emergencia. Aparcaron delante del bloque técnico. La tripulación apagó el motor izquierdo y cortó la energía de la aeronave. El pasaje procedió a abandonarla según el procedimiento normal.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Graves				
Leves				No aplicable
Ilesos	2	13	15	No aplicable
TOTAL	2	13	15	

1.3. Daños a la aeronave

Una vez en tierra se realizó una inspección preliminar del motor derecho y se comprobó que no giraba. La aeronave no presentaba ningún otro daño.

1.4. Información sobre el personal

1.4.1. Piloto al mando (CM-1), ocupando el asiento izquierdo

Género, edad: Varón, 33 años
Nacionalidad: Española

Habilitación de tipo:	Beech 300/1900, IR
Horas de vuelo totales:	6.000 h
Horas de vuelo en el tipo:	2.591 h
Horas durante los últimos 90 días:	133:30 h
Horas durante los últimos 30 días:	34:30 h
Horas durante los últimos 7 días:	0 h
Horas durante las últimas 24 h:	0 h
Última verificación en línea:	27/02/2006
Última verificación de competencia:	22/10/2006
Comienzo del periodo vigente de actividad aérea:	13:15 h el 02-02-07
Periodo de descanso previo:	7 días

Obtuvo la capacitación como comandante el 18/02/2006.

El entrenamiento de los pilotos en la compañía no incluía simulador de vuelo por lo que determinadas emergencias no las podían reproducir durante los entrenamientos o verificaciones en línea.

La formación en CRM anterior al incidente fue en marzo de 2005. El último curso de CRM que aparece en los registros de formación lo realizó 4 días después del incidente.

1.4.2. Copiloto (CM-2), ocupando el asiento derecho

Género, edad:	Varón, 26 años
Nacionalidad:	Española
Habilitación de tipo:	Beech 300/1900, IR
Horas de vuelo totales:	660 h
Horas de vuelo en el tipo:	456 h (todas como copiloto)
Horas durante los últimos 90 días:	163:25 h
Horas durante los últimos 30 días:	59:35 h
Horas durante los últimos 7 días:	13:45 h
Horas durante las últimas 24 h:	0 h
Última verificación en línea:	01/05/2006
Última verificación de competencia:	17/12/2006

Comienzo del periodo vigente de actividad aérea: 13:15 h el 02-02-07

Periodo de descanso previo: 2 días

El curso de CRM que aparece en los registros de formación lo realizó 4 días después del incidente. El copiloto informó que había realizado el curso inicial de CRM al entrar en la compañía en diciembre de 2005.

1.5. Información de aeronave

El Beechcraft 1900 es un avión de 19 plazas, presurizado, bimotor y turbohélice. Es un avión diseñado principalmente para operar como aeronave regional. La planta de potencia la componen dos motores Pratt & Whitney PT6A-67D. El motor derecho, en el que se produjo el fallo, tenía las siguientes características:

Modelo: PT6A-67D
S/N: 114109
Tiempo total: 18.239 h
Ciclos totales: 29.180

La aeronave tenía su certificado de aeronavegabilidad en vigor y había sido mantenida de acuerdo con el programa de mantenimiento aprobado. Según la hoja de datos del certificado tipo número A24CE la tripulación mínima era de un piloto⁴.

1.5.1. Sistema motopropulsor

La aeronave contaba con dos motores PT6A-67D. El motor PT6A-67D es una turbina que mueve una hélice a través de una caja reductora de engranajes de dos etapas. El motor se compone de dos partes rotatorias independientes. La primera parte la forman el compresor y la turbina de compresor (compressor section) y la segunda parte la constituyen las dos turbinas de potencia y el eje de la turbina de potencia (turbine section). Las dos secciones no están conectadas y giran en direcciones contrarias. Este diseño se conoce como «Turbina libre». Esta turbina cuenta con 6 cojinetes que soportan la rotación del motor y minimizan la fricción. El cojinete número 2 es el que alcanza la temperatura más elevada. Se trata de un cojinete de rodillos que soporta cargas radiales.

⁴ Según JAR-OPS 1.940 (actual EU-OPS) cuando se trate de operaciones IFR o nocturnas, el operador garantizará que: (1) Para todos los aviones turbohélice con una configuración aprobada para más de 9 asientos para pasajeros, y para todos los aviones turborreactores, la tripulación de vuelo mínima sea de 2 pilotos.

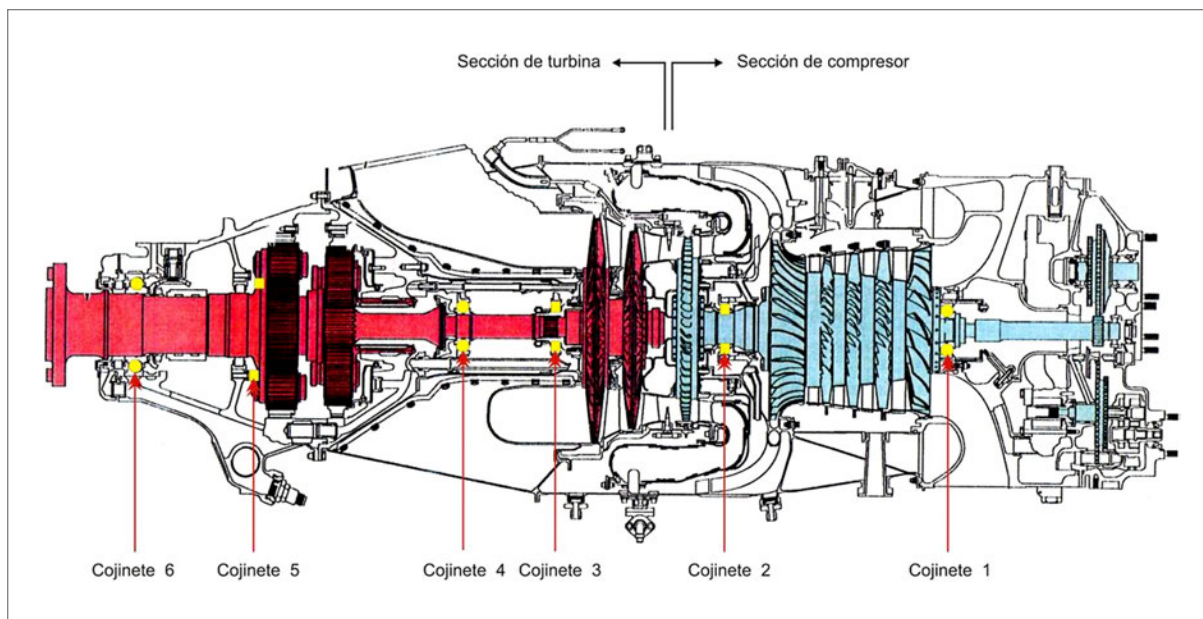


Figura 2. Esquema del motor PT6A-67D

1.5.2. Sistema de lubricación del motor

El sistema de lubricación del motor proporciona aceite filtrado al motor para enfriar, y lubricar determinados componentes, proporciona aceite al controlador de velocidad y paso (governor) de la hélice para permitir el control del paso y la velocidad y proporciona aceite al sistema de medición del par.

Se compone de un sistema de presión, un sistema de retorno y un sistema de ventilación. El aceite lubrica y enfría los cojinetes y transporta cualquier material extraño al filtro de aceite evitando que siga circulando. El tanque de aceite está integrado en la cubierta de admisión de aire del motor («engine air inlet casing»). Un detector de partículas metálicas, que se encuentra en la caja reductora («reducción gear box»), detecta y transmite una señal a los instrumentos de la aeronave en cabina de vuelo para advertir de contaminación de metales.

Sistema de presión

El aceite circula desde el tanque a través de una bomba de presión al filtro de aceite y a una válvula reguladora de presión. A la salida del filtro el aceite se divide en varias líneas de presión. Una de ellas se dirige al cojinete número 1 y al eje de accesorios a través de pasajes internos y tubos de transferencia. Los sensores de presión y temperatura se encuentran instalados en estos pasajes internos.

Otra línea de presión localizada en la parte inferior derecha del motor envía aceite para lubricar los cojines 2, 3 y 4, la caja reductora («reduction gear box»), los accesorios delanteros y a partir de ahí a la hélice y al sistema de medición de par.

Sistema de retorno

El sistema de retorno lo componen 4 bombas de engranajes montadas en dos elementos dobles. Dos bombas se encuentran en el interior de la caja de accesorios mientras que otras dos están montadas externamente en la parte posterior de la caja de accesorios.

El retorno del aceite a la caja de accesorios procedente del cojinete número 1 se realiza por gravedad. El del cojinete número 2 es a través de un tubo montado debajo del motor. Con regímenes de potencia altos una válvula de alivio montada cerca de la bomba de retorno permite que el aire/aceite de la cavidad del cojinete se drene en la caja de accesorios evitando la inundación de la cavidad del cojinete número 2.

El aceite de los cojinetes 1, 2, 3 y 4 retorna a la caja de accesorios a través de la líneas del sistema de retorno como se muestra en la figura. Desde allí se envía al calentador de combustible con objeto de bajar la temperatura del aceite.

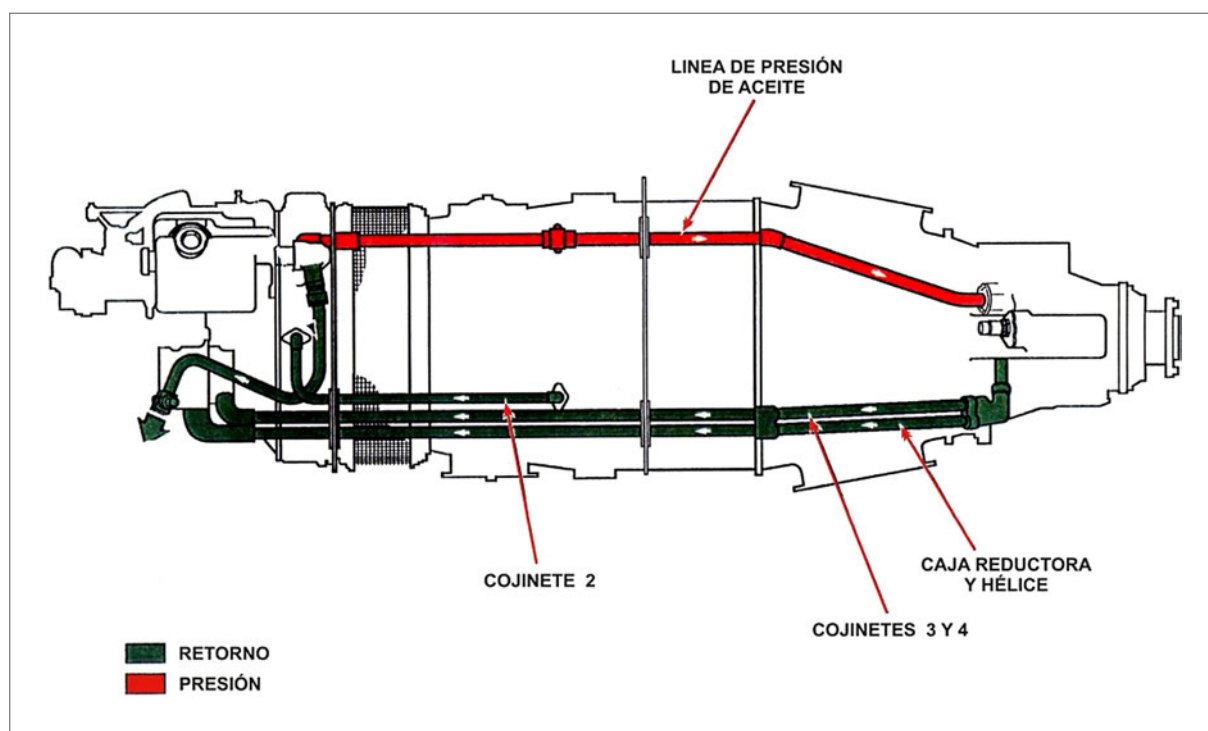


Figura 3. Sistema de lubricación del motor

1.5.3. *Inspecciones periódicas del sistema de lubricación del motor*

Según el Manual de Mantenimiento de la aeronave hay que revisar el nivel del aceite del motor en cada «daily or preflight airframe inspection». En caso de que se detecte que el nivel de aceite está por debajo de lo normal se indica que se rellene.

También según el Manual de Mantenimiento el filtro de aceite se debe inspeccionar cada 100 h que se pueden ampliar a 200 h dependiendo de los resultados de las inspecciones anteriores. Se indica que los elementos que se encuentren se deben limpiar de la malla principal del filtro. En cualquier caso, se explica que se identifique los elementos extraños que se encuentren en el filtro principal de aceite o en el chip detector para una inspección más profunda.

Según el Service Bulletin 14001 TURBOPROP ENGINE APPROVED LISTING OF (SYNTHETIC) LUBRICATING OILS no hay que cambiar el aceite del motor en un intervalo de tiempo determinado ya que la experiencia del fabricante ha indicado que no es necesario. Sin embargo, señala que los operadores deben ser conscientes de los peligros de la contaminación del aceite por agentes externos como fluido hidráulico, arena, etc.

Según la información del operador la revisión del nivel de aceite se realizaba a diario y cuando era necesario se rellenaba el depósito de aceite.

1.6. Información meteorológica

La información meteorológica de acuerdo con el METAR del aeropuerto de Las Palmas de Gran Canaria a las 19:30 era la siguiente:

Viento en superficie:	Procedente de 20° e intensidad de 14 kt
Visibilidad:	Más de 10 km
Nubosidad y altura de nubes:	1 o 2 octas a 3.000 ft
Temperatura:	16 °C
Punto de rocío:	9 °C
QNH:	1.019 hPa

1.7. Comunicaciones

Cuando se produjo la emergencia, a las 19:43, la aeronave estaba en contacto con la frecuencia de aproximación de Tenerife Sur. A las 19:44:21 declaró emergencia y solicitó proceder a Gran Canaria. La aeronave fue transferida a Gran Canaria (sector

alimentador) y a continuación al sector de Aproximación de Gran Canaria. Por último la aeronave fue transferida a la Torre de Las Palmas (controlador local).

Además se realizaron coordinaciones entre Aproximación de Gran Canaria y la Torre de Las Palmas, controlador de rodadura.

En la aproximación al aeropuerto de Las Palmas la secuencia que se estableció fue en primer lugar un 757 y a continuación la aeronave que había declarado emergencia, Beechcraft 1900D.

Mientras la aeronave en emergencia realizaba la aproximación a la pista 03L, en la cabecera de la pista 03R había una aeronave esperando la autorización para despegar.

La secuencia cronológica de los hechos fue la siguiente:

A las 19:44:51 la aeronave en emergencia fue transferida a Gran Canaria (sector alimentador) e informó de la emergencia mediante la fraseología estándar «MAYDAY, MAYDAY, MAYDAY» añadiendo que se trataba de un motor que había fallado y que requerían prioridad.

A las 19:47:01 la aeronave fue transferida a Aproximación de Gran Canaria y requirió descenso en condiciones visuales.

A las 19:48:44 el 757 precedente fue autorizado por Aproximación de Gran Canaria a hacer una aproximación visual a la pista 03L.

A las 19:49:41 Aproximación de Gran Canaria informó al 757 que mantuviera la velocidad alta.

A las 19:50:44 el 757 fue transferido a la frecuencia de Torre de Control (controlador local).

A las 19:51:42 Gran Canaria Aproximación autorizó a la aeronave en emergencia a volar directo al VOR de Las Palmas y la aeronave solicitó información sobre las millas a las que se encontraba la aeronave precedente (el 757). Le informaron que estaba a 8,5 millas.

A las 19:52:20 Gran Canaria Aproximación comunicó con el controlador local de Torre para que informara al 757 que acelerara dado que le seguía un tráfico en emergencia. El controlador local así lo hizo.

A las 19:52:43 Gran Canaria Aproximación sugirió al controlador de rodadura de Torre que se sacara de la secuencia de aproximación al 757. El controlador de rodadura propuso que podría aterrizar por la pista 03R y aproximación le informó que el tráfico en emergencia estaba muy cerca.

A las 19:53:10 Gran Canaria Aproximación informó al tráfico en emergencia de que se iba a sacar de la secuencia al 757 y le autorizó para que se estableciera en final y descendiera hasta 3.000 ft. La aeronave informó que estaba a 10 millas del campo.

A las 19:53:29 el controlador local de Torre informó a Gran Canaria Aproximación que tenía una aeronave lista para despegar por la pista 03R.

A las 19:53:34 el controlador local de Torre informó a Gran Canaria Aproximación que no iba a sacar al 757 de la secuencia de aproximación y que podía autorizar al tráfico en emergencia. Además le solicitó a Gran Canaria Aproximación que le confirmara que podía autorizar a despegar al tráfico que estaba listo en la pista 03R.

A las 19:53:49 Gran Canaria Aproximación autorizó al tráfico en emergencia a realizar una aproximación visual a la pista 03L.

A las 19:54:01. Gran Canaria Aproximación advirtió al controlador local de Torre que deberían estar las pistas libres porque el tráfico en emergencia estaba a 5 millas.

A las 19:54:07 la aeronave en emergencia solicitó que apartaran el tráfico que le precedía (el 757).

A las 19:54:10 el controlador local de Torre autorizó a aterrizar al 757 por la pista 03L.

A las 19:54:27 Gran Canaria Aproximación informó al controlador de rodadura de Torre que la aeronave en emergencia había solicitado que apartasen al tráfico que le precedía (757). Torre contestó que estaba ya aterrizando, que se encontraba a 2 millas y le preguntó si podía autorizar a despegar a la aeronave que se encontraba en cabecera de la pista 03R. Aproximación advirtió que la aeronave en emergencia estaba muy próxima al aeropuerto. El controlador de rodadura respondió que cuando aterrizara el 757 podían autorizar a despegar a la aeronave que se encontraba en la cabecera de la pista 03R alegando que la aeronave en emergencia estaba a 5 millas y media y había tiempo suficiente. Finalmente, Gran Canaria Aproximación le indicó que podía autorizar el despegue y que le transferiría a la aeronave en emergencia.

A las 19:55:00 Gran Canaria Aproximación informó a la aeronave en emergencia que el 757 iba a aterrizar y le indicó que contactara con la Torre de Control.

A las 19:55:15 la aeronave en emergencia contactó con el controlador local de Torre informando que se encontraba en emergencia a 3 millas. Torre le informó que continuara la aproximación.

A las 19:55:30 el controlador local autorizó a la aeronave que se encontraba en cabecera de la pista 03R a despegar.

A las 19:55:46 el controlador local solicitó al 757 que abandonara la pista lo antes posible.

A las 19:56:31 el controlador local autorizó a la aeronave en emergencia a aterrizar por la pista 03L.

A las 19:57:18 el controlador local de Torre informó a Gran Canaria Aproximación de que la aeronave en emergencia había aterrizado.

1.8. Información de aeródromo

El aeropuerto de Las Palmas de Gran Canaria dispone de dos pistas paralelas, la 03R/21L y la 03L/21R, con una separación entre sus ejes de 200 m. Ambas pistas tienen una longitud de 3.100 m de largo y 45 de ancho y son de hormigón.

1.9. Registradores de vuelo

La aeronave disponía de registrador de voces de cabina y de registrador de datos de vuelo, que se recuperaron en buen estado.

1.9.1. Registrador de datos de vuelo

El registrador de datos de vuelo era de estado sólido, modelo FAIRCHILD F-1000. Tenía capacidad para grabar 27 parámetros durante 100 horas.

Según la información recogida en el registrador de datos de vuelo el fallo del motor derecho se produjo a las 19:43:34, a los 28 segundos se abanderó la hélice con el motor completamente parado.

Se observa, también, que a las 19:55:52 se seleccionan 17° de flap y a las 19:56:38 se seleccionan 35° de flap.

1.9.2. Registrador de voces en cabina

Se trataba de un registrador de estado sólido, modelo FAIRCHILD A100S, con una duración de 30 minutos.

Cuando se procedió a la descarga de datos del registrador no se obtuvo ninguna información.

Se envió al fabricante para que comprobara el funcionamiento del equipo. El fabricante no detectó ningún mal funcionamiento o fallo en el equipo después de finalizar la correspondiente tarea en un banco de comprobación.

Posteriormente se realizó una comprobación con la misma aeronave y otro registrador modelo A100A en la que se verificó que las grabaciones eran correctas. Adicionalmente se comprobó el cableado de la aeronave relativo al CVR y se verificó que las señales se transmitían correctamente y el apantallamiento del cableado era adecuado.

Como conclusión, no se identificó ningún mal funcionamiento ni en el equipo, CVR, ni en la instalación de la aeronave.

Durante la investigación se comprobó que en el procedimiento de preparación de cabina las tripulaciones pulsaban el botón de ERASE del CVR antes de iniciar el siguiente vuelo. No se recogía en los procedimientos pero los pilotos de la compañía informaron que realizaban esta práctica antes de cada vuelo.

1.10. Ensayos e investigación

1.10.1. Inspección del motor

Descripción de los daños

Se realizó el desmontaje del motor en las instalaciones de Pratt & Whitney en Alemania (PWC CSC Europe GmbH). El desmontaje mostró que el rotor del compresor estaba agarrotado debido las rozaduras que se habían producido entre las partes del rotor y el estator. Estos daños se produjeron como consecuencia del mal funcionamiento del cojinete número 2 del motor, que estaba, también, seriamente dañado. Además el inyector de aceite del cojinete número 2 mostraba obstrucciones parciales de flujo lo que provocaba que el patrón de pulverización y la dirección de pulverización del aceite no se correspondieran con el estándar.

El filtro del inyector de aceite del cojinete n.º 2 no estaba obstruido. La cavidad del cojinete n.º 2 mostraba aceite quemado pero no había una gran acumulación del mismo. La bomba de presión de aceite, las bombas de retorno y la caja de accesorios («accessory gear box») estaban parcialmente agarrotadas. Se encontraron partículas metálicas en el tanque principal de aceite y la caja de accesorios.

Los cojinetes n.º 1, n.º 3 y n.º 4 se encontraron en perfecto estado y no mostraban signos de falta de lubricación. El detector de metal («chip detector») de la caja reductora estaba completamente limpio.



Figura 4. Cojinete n.º 2



Figura 5. Inyector de aceite del cojinete n.º 2 y filtro del inyector de aceite

1.10.2. *Análisis del aceite de motor*

Se tomaron muestras de aceite del motor para evaluar su estado.

El análisis del aceite del motor mostraba en los ensayos fisicoquímicos realizados unos valores normales para su grado de uso. Los valores obtenidos en cuanto a oxidación se encontraban dentro de los límites especificados por el fabricante del motor.

Por otro lado los metales presentes en el aceite indicaban un desgaste de piezas metálicas del motor. Se observó presencia de sedimentos en el aceite, a niveles altos, de naturaleza carbonosa y de origen desconocido.

El análisis del aceite que realizó el fabricante indicaba un alto contenido de hierro, que es coherente con el desgaste que sufrió el cojinete n.º 2.

1.10.3. *Boletines de servicio relativos al inyector de aceite del cojinete n.º 2*

En el anexo 1 se adjuntan los boletines de servicio de Pratt & Whitney n.º 14346 y n.º 14325R1, ambos de categoría 8, es decir, de aplicación opcional por parte del fabricante.

En el primero, el n.º 14346, se informa que pueden producirse fugas de aceite debido a que el filtro del inyector del cojinete n.º 2 se sujeta mediante un pasador y que las fugas se pueden producir a través del agujero donde se aloja el pasador. Se propone sustituir el pin por un anillo que ajuste el filtro. Este boletín de servicio fue modificado en febrero de 2009 para cambiar su categoría de 8 a 6, es decir, de aplicación cuando el elemento a modificar sea accesible en una tarea de mantenimiento. Posteriormente, se modificó en mayo de 2011 para aclarar que el nuevo inyector instalado incrementaba el flujo de aceite.

En el segundo, el n.º 14325R1, se informa de que se pueden formar depósitos de carbón en el área del cojinete n.º 2 debido a que el aceite de retorno alcanza temperaturas muy elevadas. Se propone un nuevo aislante para separar térmicamente el compartimento del cojinete n.º 2 del compresor de turbina. Adicionalmente se proporciona un inyector de aceite con una cantidad de flujo de aceite mayor.

Se consultó con Pratt & Whitney sobre la posibilidad de hacer obligatorios estos boletines de servicio. Pratt & Whitney informó que este caso era la tercera ocasión que se realizaba un desmontaje no planificado del motor en el que el cojinete n.º 2 estaba implicado y que dado que el número total de horas de vuelo del motor PT6A-67D superaba los 13 millones de horas, se calculaba una media de horas por suceso de 4,3 millones de horas, Pratt & Whitney no consideraba justificado modificar la categoría de los boletines de servicio mencionados.

1.11. Información sobre organización y gestión

1.11.1. *Manual de vuelo de la aeronave*

El Manual de Operaciones de Naysa, parte B, se recoge la siguiente información relativa a gestión de emergencias por problemas en la planta de potencia:

«En el caso de todos los fallos asociados a pérdida de potencia o fallo real de motor el comandante será el responsable de volar el avión, efectuar un procedimiento de re arranque si fuera posible y efectuar el aterrizaje de emergencia

si fuera necesario, mientras que el copiloto se encargará de llevar las comunicaciones y de gestionar los equipos GPS para proceder al aeródromo o terreno de aterrizaje más apropiado en función de la distancia y los vientos en ruta, informando en todo momento al comandante de las distancias, tiempos y desviaciones de la ruta elegida.»

En el Manual de vuelo de la aeronave se recoge, dentro de la sección de procedimientos anormales el procedimiento de fallo de motor en vuelo y el procedimiento de aproximación y aterrizaje con un solo motor.

ENGINE FIRE OR FAILURE IN FLIGHT

NOTE

When operating on the ITT limit, placing the Bleed Air Valves to ENVIR OFF will decrease ITT, thereby allowing the pilot to select a higher power setting on the operating engine. The cabin will depressurize anytime the Bleed Air Valves are moved to the ENVIR OFF position.

Affected Engine:

- | | |
|---|----------------------|
| 1. Condition Lever | FUEL CUTOFF |
| 2. Propeller Lever | FEATHER |
| 3. Firewall Fuel Valve | PULL CLOSED |
| 4. Fire Extinguisher, if required | ACTUATE |
| 5. Eng Auto Ignition | OFF |
| 6. Autofeather | OFF |
| 7. Prop Sync | OFF |
| 8. Generator | OFF |
| 9. Electrical Load | ENSURE WITHIN LIMITS |
| 10. Bleed Air Valve | INST & ENVIR OFF |

ONE-ENGINE-INOPERATIVE APPROACH AND LANDING

- | | |
|--------------------------------|-----------|
| 1. Approach Speed (VREF) | CONFIRM |
| 2. Fuel Balance | CHECK |
| 3. Pressurization | CHECK |
| 4. Bleed Air Valves | ENVIR OFF |
| 5. Envir Mode Control | OFF |
| 6. Blowers | HIGH |

When it is Certain that the Field Can Be Reached:

- | | |
|---------------------------------------|----------------|
| 7. Flaps | 17° |
| 8. Landing Gear | DN |
| 9. Lights | AS REQUIRED |
| 10. Surface Deice (as required) | CYCLE |
| 11. Propeller Lever | SET 1700 RPM |
| 12. Airspeed | VREF + 5 KNOTS |

When it is Certain there is No Possibility of Go-around:

- | | |
|-----------------------------|------|
| 13. Flaps | DOWN |
| 14. Airspeed | VREF |
| 15. Execute normal landing. | |

WARNING

Care must be exercised when using single-engine ground fine on surfaces with reduced traction.
Do not use reverse thrust with one engine inoperative.

Dentro de los procedimientos normales se recogen los de antes de aterrizaje y aterrizaje normal:

BEFORE LANDING

- | | |
|------------------------------------|-------------|
| 1. Cabin Sign (if installed) | FSB |
| 2. Approach Speeds | CONFIRM |
| 3. Cockpit Door (curtain) | OPEN |
| 4. Autofeather | ARM |
| 5. Pressurization | CHECK |
| 6. Flaps | 17° |
| 7. Landing Gear | DN |
| 8. Lights | AS REQUIRED |

NOTE

Under low visibility conditions, landing and taxi lights should be left off due to light reflections.

- | | |
|------------------------|--------------------|
| 9. Surface Deice | CYCLE, IF REQUIRED |
|------------------------|--------------------|

NOTE

If crosswind landing is anticipated, determine Crosswind Component from Section V, PERFORMANCE. Immediately prior to touchdown, lower up-wind wing and align the fuselage with the runway by use of rudder. During rollout, hold aileron control into the wind and maintain directional control with rudder and brakes. Use propeller reverse as desired.

NORMAL LANDING

- | | |
|---------------------------|------------------|
| 1. Flaps | 35° |
| 2. Airspeed | V _{REF} |
| 3. Yaw Damp | OFF |
| 4. Power Levers | IDLE |
| 5. Propeller Levers | FULL FORWARD |

After Touchdown:

- | | |
|-----------------------|-----------------------------|
| 6. Power Levers | LIFT AND SELECT GROUND FINE |
| 7. Brakes | AS REQUIRED |

Los procedimientos de la compañía tanto los normales como de emergencia no definen como se realiza la distribución de tareas. El documento de referencia para la ejecución de procedimientos y listas de comprobación que usaba la compañía era el AFM de la aeronave aprobado por la FAA en octubre de 1999.

1.12. Información adicional

1.12.1. Entrevistas a la tripulación de vuelo y personal de la compañía

1.12.1.1. Entrevista al comandante

Según la información facilitada por el comandante fue en el sexto salto del día cuando tuvieron el problema relacionado con el motor. Despegaron a las 19:00 desde Lanzarote

con destino a Tenerife Sur. El piloto a los mandos era el copiloto. El inicio del vuelo fue completamente normal y sin incidencias. Realizaron la salida TFS2M con ascenso a nivel de vuelo FL100.

ATC les autorizó a ir directos a MERAN y después a LPC. Cuando habían sobrevolado Las Palmas observó una fuerte explosión y sacudidas en la dirección. La indicación de la ITT del motor derecho ascendió a 720 °C y también vio una llamarada en ese motor.

El comandante decidió que se trataba de un fuego de motor en vuelo e inició el procedimiento realizando los dos primeros ítems de memoria:

- | | |
|---|-------------|
| 1. Condition Lever | FUEL CUTOFF |
| 2. Propeller Lever | FEATHER |
| 3. Firewall Fuel Valve | PULL CLOSED |
| 4. Fire Extinguisher, if required (*) | ACTUATE |

El copiloto realizó el ítem número 3 y dado que el fuego parecía haberse extinguido la tripulación decidió conjuntamente no utilizar el extintor, es decir, no completar el ítem 4.

A partir de ese momento el comandante tomó el control de la aeronave y pasó a ser el piloto a los mandos.

El copiloto pasó a ser el PNF y comunicó la emergencia a ATC. A continuación completó el resto de la lista de emergencia (ítems 5 a 10):

- | | |
|---------------------------|----------------------|
| 5. Eng Autolgnition | OFF |
| 6. Autofeather | OFF |
| 7. Prop Sync | OFF |
| 8. Generator | OFF |
| 9. Electrical Load | ENSURE WITHIN LIMITS |
| 10. Bleed Air Valve | INST & ENVIR OFF |

Una vez finalizado el procedimiento solicitaron vectores radar para iniciar la aproximación ILS a la pista 03L. El copiloto según le indicó el comandante se dirigió al pasaje para informarles de la variación del destino.

La aproximación inicial se realizó con una velocidad de 190 kt y la final se realizó con flap 35°.

En la aproximación le afectaron dos tráfico, un B757, con categoría de estela turbulenta y otro tráfico que despegó de la pista 03R que podría haber interferido con la aeronave en caso de que hubiera sido necesario realizar un aproximación frustrada.

La aeronave abandonó la pista por la salida S3, casi el final de la pista. Al salir vieron que había dos vehículos de los servicios de emergencia. El pasaje desembarcó con normalidad sin que fuera necesario realizar evacuación.

El comandante confirmó que había realizado un briefing de aterrizaje considerando la aproximación con un solo motor y el procedimiento de aproximación frustrada con un solo motor.

También informó que no existían instrucciones de la compañía para la protección del CVR en caso de accidente o incidente.

1.12.1.2. Entrevista al copiloto

El inicio del vuelo fue normal y el piloto a los mandos era el copiloto. Normalmente se distribuyen los vuelos haciendo los primeros cuatro un piloto y los cuatro últimos el otro.

Una vez que cruzaron Las Palmas notó varias sacudidas en intervalos de medio segundo y observó una llamarada por la tobera del motor. Inmediatamente informó al comandante de que había fuego en el motor número 2. El comandante le informó que iba a realizar el procedimiento de fuego de motor mientras el copiloto aseguraba el motor número 1.

No hubo en ningún momento indicación de fuego ni se encendió el MASTER WARNING.

Comunicó con ATC informando de la emergencia y a continuación completó el procedimiento. La tripulación no intentó rearrancar el motor en vuelo ya que ambos entendían que tenía daños.

Intentaron aislar al pasaje cerrando la puerta de cabina que normalmente va abierta.

A continuación procedieron a Las Palmas en visual. No recuerda si realizaron el briefing de aproximación y tampoco recuerda haber apagado desconectado (OFF) el «enviromental mode» dado que en el procedimiento indica «as required».

Después de aterrizar aparcaron en una zona no habitual.

Abandonaron la aeronave con normalidad después de cortar la energía.

Informó que el entrenamiento en su opinión era bastante bueno y que no conocía ningún procedimiento o instrucción que indicara que se protegiera la información de los registradores de vuelo en caso de accidente o incidente.

1.12.1.3. Entrevista con el responsable de operaciones

El responsable de operaciones informó que se trataba de una compañía con una red de vuelos reducida y una operación muy reiterativa.

En cuanto a la formación no se disponía de simulador de vuelo para realizar los cursos de refresco y el entrenamiento.

También confirmó que dentro de la compañía no existían procedimientos que recordaran proteger los datos de los registradores de vuelo en caso de accidente o incidente.

1.12.2. *Reglamento de la circulación aérea con relación a emergencias*

Según el Reglamento de la circulación aérea en el caso de que una aeronave se encuentre en estado de emergencia se le dará prioridad sobre otras aeronaves. Esta circunstancia se recoge en el capítulo 4:

4.3.16. Procedimientos de emergencia.

4.3.16.1. Generalidades.

4.3.16.1.1. La diversidad de circunstancias en que ocurre cada caso de emergencia, impide el establecimiento de procedimientos detallados y exactos que se han de seguir. Los procedimientos aquí descritos pueden servir de guía general al personal de los servicios de tránsito aéreo. Las dependencias de tránsito aéreo mantendrán la máxima coordinación, y se deja a juicio del personal la forma mejor en que han de atenderse los casos de emergencia.

4.3.16.2. Prioridad.

4.3.16.2.1. Se dará prioridad sobre otras aeronaves a la aeronave que se sepa, o se sospeche que se encuentra en estado de emergencia, incluido el caso de que esté siendo objeto de interferencia ilícita.

4.6.8. Emergencias, peligros y fallas del equipo.

4.6.8.1. Emergencias.

4.6.8.1.1. En el caso de que una aeronave se encuentre, o parezca encontrarse, en alguna situación de emergencia, el controlador radar proporcionará toda clase de ayuda, y los procedimientos aquí prescritos pueden variarse de acuerdo con la situación.

1.12.3. *Procedimientos de Aena relativos a las emergencias en vuelo*

Según el documento «Actuación en emergencias» en vigor en la fecha del accidente, que incluía el procedimiento de fallo de motor, era necesario despejar la pista para mantenerla libre y segura (Ejemplo: desde 20NM en final).

Así mismo en el manual operativo de la dependencia, apartado 6.7.1. EMERGENCIAS se hacía referencia al Manual de emergencias y al Plan de emergencias del aeródromo y se reproducía el párrafo 4.3.16.2 del Reglamento de Circulación Aérea, ya mencionado.

2. ANÁLISIS

2.1. Actuación de la tripulación de vuelo

Durante el sexto salto del día, se produjo un fallo de motor en vuelo en la aeronave Beechcraft 1900D, matrícula EC-IJO. En un primer momento la tripulación lo identificó como un fuego de motor debido a que observaron llamaradas que salían por la tobera de escape, pero finalmente descartaron el fuego dado que el aviso de fuego de motor no se activó.

El piloto a los mandos era el copiloto por lo que el procedimiento lo inició el comandante realizando los dos primeros ítems de memoria. Según se recoge en el manual de operaciones Parte B, cuando se produce una emergencia relativa a pérdida de potencia o fallo de motor el responsable de volar el avión es el comandante, por lo que a continuación fue el comandante el que tomó los mandos de la aeronave y el copiloto el que realizó el tercer ítem de memoria.

El procedimiento de fuego/fallo de motor se interrumpió y el copiloto notificó la emergencia a ATC según la fraseología estándar. Fue entonces cuando terminó de realizar el procedimiento, es decir, lo completó realizando los seis (6) puntos restantes.

La distribución de tareas que aplicó la tripulación se corresponde con lo que recoge el Manual de Operaciones, ya que en este caso el piloto que volaba era el copiloto y el comandante era el que debía hacerlo a partir de que se produjo el fallo de motor según los procedimientos de la compañía.

En este caso se trata de una aeronave cuya tripulación mínima es de un solo piloto y los procedimientos que se recogen en el AFM están diseñados con esa condición. Naysa utilizaba los procedimientos que se recogían en el AFM aunque la aeronave la operaba con dos tripulantes de vuelo y por tanto los procedimientos que utilizaba no estaban adaptados a esta circunstancia. Ni en los procedimientos normales ni en los anormales se recogía una definición de la distribución de tareas entre la tripulación de vuelo. Esta falta de definición produjo que el procedimiento de fuego o fallo de motor lo iniciara el comandante, ni siquiera terminara los memory ítems y lo continuara el copiloto.

Normalmente la distribución de tareas cuando se produce una emergencia y la tripulación la forman dos pilotos consiste en que el piloto a los mandos en el momento que se produce la emergencia vuela, navega y comunica y el otro piloto combate la emergencia. En este caso, no hay una definición clara de a quién le corresponde ejecutar el procedimiento de emergencia y además como el copiloto es el que debe comunicar la emergencia a ATC se retrasa la ejecución completa del procedimiento.

Se pone de manifiesto ante la actuación de la tripulación que es necesaria una definición detallada de la distribución de tareas en caso de emergencia y en la operación normal

si se trata de una aeronave cuya tripulación mínima es de un piloto y es operada por dos pilotos. Por tanto, es necesaria la adaptación de los procedimientos recogidos en el AFM a la operación con dos pilotos.

En este mismo sentido, habría que considerar que las indicaciones que se recogen en el Manual de Operaciones, parte B, que se refieren a la distribución de tareas en caso de pérdida de potencia y fallo de motor no se corresponden con los principios que están más universalmente extendidos⁵ donde se define que las prioridades cuando se produce una emergencia es volar, navegar, comunicar y gestionar la emergencia.

Según estas publicaciones, el piloto a los mandos debe volar la aeronave y demandar al piloto que no vuela aquello que necesite para ajustar los instrumentos de navegación y navegar. Cuando la emergencia se haya identificado el piloto a los mandos debería informar a ATC de las intenciones y la situación y por último el piloto que no está a los mandos ejecutará el procedimiento de emergencia cuando lo indique el piloto a los mandos.

Otro aspecto a considerar es la ejecución de la aproximación. De acuerdo a la información que la tripulación proporcionó en las entrevistas no se establece claramente si se realizó un briefing donde se considerara la aproximación y go around con un solo motor.

Según informó el responsable de operaciones, el entrenamiento que realizaban las tripulaciones no lo hacían en simulador de vuelo ya que no existían simuladores disponibles para este tipo de aeronave. Se provocaba así que algunas de las emergencias no se entrenaran en su totalidad y por tanto, cuando se producía una emergencia, la respuesta de la tripulación no fuera la adecuada al no haberse entrenado previamente. Actualmente la flota de la compañía está constituida por aeronaves tipo ATR-72 de las que sí existe simulador de vuelo que permite el entrenamiento periódico de acuerdo con la normativa de las emergencias como fallo de motor en vuelo.

Por otro lado, la tripulación informó que antes de cada vuelo accionaban el pulsador de ERASE para borrar el CVR del vuelo anterior sin que esta acción estuviera recogida en los procedimientos. Este hecho indica que la tradición oral prevalecía sobre la documentación que se recogía en el Manual de Operaciones y por tanto se realizaban acciones desviándose de los procedimientos.

Tampoco existía un procedimiento que advirtiera de la necesidad de reservar los registradores de vuelo en caso de accidente o incidente con lo que si se energizaba la aeronave por algún motivo se podría producir la pérdida de información.

⁵ FSF ALAR Briefing note 1.3. Golden Rules. Flight Safety Foundation.

2.2. Actuación de los servicios de tránsito aéreo

Cuando se produjo la emergencia la tripulación informó adecuadamente a ATC sobre esta circunstancia comunicando según la fraseología estándar (MAYDAY repetido 3 veces) la situación de emergencia e informando de sus intenciones de dirigirse a Las Palmas.

De acuerdo con el Reglamento de la Circulación Aérea (RCA) las aeronaves que se encuentren en emergencia tendrán prioridad sobre el resto de aeronaves.

En esta ocasión a pesar de que la aeronave solicitó que retiraran de la secuencia de aproximación a una aeronave categorizada como pesada, según la clasificación de estela turbulenta (un 757), se mantuvo la secuencia de aproximación sin que se le diera prioridad a la aeronave del incidente. Además se autorizó el despegue de otra aeronave por una pista paralela, la 03R, que interfería con la aeronave que se estaba aproximando.

Se podía haber producido cualquier incidencia durante el aterrizaje del 757 que provocara que la aeronave tuviera que permanecer en la pista y a su vez obligara a la aeronave del incidente a realizar una aproximación frustrada con un solo motor.

Por otro lado, si la aeronave hubiera tenido que realizar una aproximación frustrada podía haber interferido con la que había sido autorizada a despegar por la pista 03R poco antes.

En general la coordinación con ATC fue adecuada y la aeronave fue transferida rápidamente desde el sector Tenerife Sur al sector alimentador Gran Canaria y posteriormente al sector de aproximación Gran Canaria. Fue entonces cuando la aeronave solicitó que retiraran a la aeronave precedente de la secuencia de aproximación. Dado que el avión precedente se encontraba bajo el control de la Torre de Las Palmas era esa dependencia la que debía indicar al 757 que abandonara la aproximación.

La actuación de la Torre de Las Palmas no se corresponde con lo que se recoge en el RCA en lo que se refiere a la prioridad que se debe proporcionar a una aeronave que se encuentra en emergencia. Debería haber dado prioridad a la aeronave sacando de la secuencia de aproximación a la aeronave que precedía a la del incidente y no autorizar despegues hasta que se confirmara que la aeronave en emergencia había aterrizado con seguridad.

2.3. Identificación del fallo del motor

La acumulación de carbón que se observa en el inyector de aceite del cojinete n.º 2 hace pensar que más que una acumulación de partículas, se trata de restos que eran parte

de una capa que estaba creciendo en el interior del inyector. La experiencia de Pratt & Whitney indica que no se trata de una forma típica de acumulación de residuos. La formación gradual de esta capa provocaría una reducción de lubricación del cojinete n.º 2 y probablemente un daño como el que se observó en este cojinete.

El que existieran partículas de metal en el filtro principal de aceite y el buen estado que mostraban los otros cojinetes hace descartar algún problema con la bomba de presión de aceite («main oil pump») o con la bomba de retorno («scavenge pump»).

Los daños que se observaron en la bomba de presión y la de retorno se consideran consecuencia del fallo del cojinete n.º 2.

Como conclusión, el cojinete n.º 2 presentaba daños que indicaban una falta de lubricación debido, posiblemente, a que el inyector de aceite del cojinete n.º 2 estaba parcialmente bloqueado, lo que provocó una reducción de flujo y que el patrón de pulverización del aceite no se correspondiera con el estándar.

Se aclaró posteriormente, que aunque en principio la formación de residuos en el inyector parecía debida a un incremento en la temperatura en el interior de la cavidad del cojinete (lo que hizo emitir el SB 14325), la causa principal de que se quemaran residuos, fue la fuga de aceite a través del agujero de pin de sujeción del inyector por lo que posteriormente se emitió el SB 14346.

El SB 14346 modificaba el sistema de sujeción del inyector de aceite y según se aclaraba en la revisión de mayo de 2011 instalaba un inyector de aceite con un incremento en el flujo de combustible. Pratt & Whitney informó que después de la emisión del SB 14346 no se había identificado ningún bloqueo del inyector con los motores que tenía este SB incorporado.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La aeronave tenía un certificado de aeronavegabilidad válido y en vigor.
- La tripulación de vuelo contaba con licencias de vuelo válidas y en vigor.
- Durante el sexto salto del día se produjo un fallo del motor derecho.
- El fallo de motor se debió a un mal funcionamiento del cojinete n.º 2, debido a un aumento de la temperatura por encima de la de operación, causado por una falta de lubricación.
- El cojinete n.º 2 no se lubricaba correctamente debido a que el inyector de aceite de dicho cojinete estaba parcialmente bloqueado.
- La tripulación identificó el fallo del motor y procedió a apagarlo.

- En la ejecución del procedimiento de fallo de motor, la distribución de tareas no estuvo claramente definida.
- En los procedimientos recogidos en el Manual de Operaciones no se definía la distribución de tareas en caso de emergencia.
- Tampoco se incluía en Manual de Operaciones una descripción de la distribución de tareas para los procedimientos normales.
- La tripulación declaró emergencia según el procedimiento estándar.
- Había una aeronave que precedía a la aeronave del suceso durante la aproximación que interfería en la maniobra.
- La tripulación solicitó que despejaran la aproximación y le dieran prioridad.
- ATC decidió mantener la secuencia de aproximación y la Torre de Control autorizó un despegue por una pista paralela antes de que la aeronave aterrizara.
- La tripulación informó que no existían ningún procedimiento para reservar los registradores de vuelo en caso de accidente o incidente.
- La tripulación accionaba el pulsador de ERASE del CVR como parte de la preparación del vuelo.

3.2. Causas

Se considera que la causa más probable del fallo de motor fue la falta de lubricación del cojinete n.º 2 porque el inyector de aceite estaba parcialmente obstruido. Las altas temperaturas que se alcanzaron en el área del cojinete n.º 2 pudieron provocar la formación de depósitos de carbono que originaron la obstrucción.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 45/11. Se recomienda NAYSA que defina, de acuerdo con EU-OPS, dentro de sus procedimientos de emergencia, una política de distribución de tareas donde aparezca claramente establecido quién es el responsable de volar, navegar, comunicar y ejecutar el procedimiento de emergencia e incluya guías para una adecuada coordinación entre la tripulación de vuelo en caso de emergencia que permitan una optimización de los recursos disponibles.

También sería necesario definir una adecuada distribución de tareas para los procedimientos normales con objeto de establecer las funciones de cada uno de los tripulantes de vuelo.

REC 46/11. Se recomienda a NAYSA que defina un procedimiento para la reserva de registradores de vuelo en caso de accidente o incidente y que distribuya las instrucciones precisas entre las tripulaciones de vuelo para evitar que la información contenida en los registradores de vuelo pueda perderse.

- REC 47/11.** Se recomienda a Aena que actualice los procedimientos contenidos en el documento de actuación de emergencias para dar indicaciones más precisas a los controladores sobre la separación que ha de proporcionarse a las aeronaves en emergencia con respecto a otros tráficos y que se haga referencia al citado documento de actuación de emergencias en los manuales operativos de las dependencias de control.

ANEXO 1
Boletines de servicio
Pratt & Whitney

**PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN**

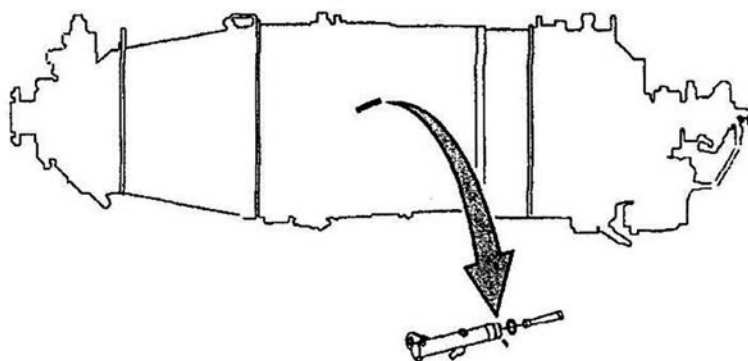
P&WC S.B. No. 14346

**BULLETIN INDEX LOCATOR
72-30-04****TURBOPROP ENGINE
NO. 2 BEARING OIL NOZZLE WITH RETAINING RING - INTRODUCTION OF****MODEL APPLICATION**

PT6A-64, PT6A-66, PT6A-67, PT6A-67A, PT6A-67AF, PT6A-67AG, PT6A-67D, PT6A-67R,
PT6A-67T

Compliance: CATEGORY 8

Summary: Oil leakage can occur in the area of the No. 2 bearing oil nozzle. The oil nozzle strainer element is held in place by a retaining pin and oil can leak through the retaining pin hole. The No. 2 bearing oil nozzle is replaced with one that uses a retaining ring to hold the strainer element in place.



Oct 29/2002

PT6A-72-14346
Cover Sheet

24-Hour Global Service	USA & CANADA..... 1-800-268-8000	Other..... 1-450-647-9000
HELP DESK	International (IAC*)+8000-268-8000	Fax..... 1-450-647-2688
Toll free where available (SIL GEN-027)	* International Access Code	Web Site www.pwc.ca

**PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN**

P&WC S.B. No. 14325R1

**BULLETIN INDEX LOCATOR
72-30-04 / 72-50-01**

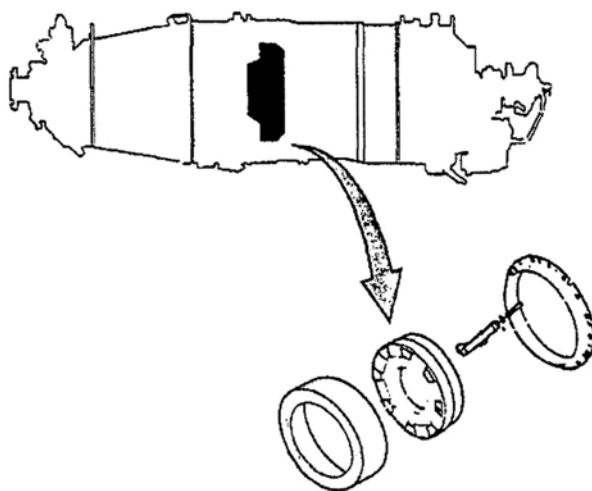
TURBOPROP ENGINE
COMPRESSOR TURBINE AIR SEAL AND NO. 2 BEARING OIL NOZZLE AND HOUSING
COVER AND FLANGE - REPLACEMENT OF

MODEL APPLICATION

PT6A-67D

Compliance: CATEGORY 8

Summary: Carbon deposits can form in the No. 2 bearing area because the scavenge oil temperature can be higher than necessary. A redefined compressor turbine air seal is introduced to provide thermal shielding around the bearing compartment. Also, a No. 2 bearing oil nozzle is provided with an increased oil flow. A redefined bearing cover and flange is also introduced.



Apr 16/2001
Revision No. 1: Aug 24/2001

PT6A-72-14325
Cover Sheet

24-Hour Global Service	USA & CANADA..... 1-800-268-8000	Other..... 1-450-647-8000
HELP DESK	International..... (IAC)*-8000-268-8000	Fax..... 1-450-647-2888
Toll free where available (SIL GEN-027)	* International Access Code	Web Site..... www.pwc.ca

A

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 14 de abril de 2008; 18:20 h local
Lugar	Término municipal de Valdemaqueda (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-FHZ
Tipo y modelo	PIPER PA-28R-200
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-360-C1C
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	55 años
Licencia	Piloto de transporte de línea aérea ATPL(A)
Total horas de vuelo	25.000 h, aproximadamente
Horas de vuelo en el tipo	Más de 4.000 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		2	
Pasajeros		1	
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruída
Otros daños	Árboles

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	En ruta – Nivel de crucero

INFORME

Fecha de aprobación	26 de septiembre de 2011
---------------------	---------------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El día 14 de abril de 2008 la aeronave Piper PA-28R-200, matrícula EC-FHZ, despegó del aeropuerto de Cuatro Vientos a las 17:44 h, para realizar un vuelo local de instrucción de dos horas de duración. A bordo de la aeronave iba un instructor y dos alumnos, uno de ellos ocupaba la posición izquierda de pilotaje. Sin embargo, en el plan de vuelo presentado figuraba que serían dos el número de personas a bordo.

Según declaración del piloto al mando, antes del despegue había repostado completamente los tanques de combustible y realizado la inspección prevuelo de la aeronave. Iniciado éste, se dirigió hacia El Tiemblo (Avila) con intención de continuar hacia El Escorial (Madrid). Durante este tramo la tripulación notó que el motor se aceleró de repente y que el paso de la hélice se redujo. El instructor tomó los mandos e intentó mantenerlo en funcionamiento, pero finalmente se paró. Los ocupantes olieron a quemado en el interior de la cabina.

A continuación, al no poder volver a arrancar el motor, el instructor realizó el procedimiento de fallo motor y se dispuso a efectuar un aterrizaje de emergencia. Dado lo abrupto de la zona no le fue posible encontrar un campo adecuado donde aterrizar y, ya con poca altura, se dirigió hacia una ladera cubierta de árboles donde impactó sobre la copa de un pino de gran porte para a continuación caer sobre el terreno. El aterrizaje de emergencia se produjo en torno a las 18:20 h y los tres ocupantes resultaron con lesiones graves.

Alertados los servicios de emergencia, la aeronave fue localizada a las 20:05 h y los ocupantes trasladados a varios hospitales de la ciudad de Madrid.

1.2. Daños a la aeronave

La aeronave presentaba daños importantes en su estructura debido al impacto con un árbol y posteriormente con el terreno.

1.3. Información personal

El piloto mantenía las licencias como ATPL(A) y PPL(A) en vigor, así como las habilitaciones adecuadas para el vuelo que realizaba. El certificado Médico (clase 1), igualmente actualizado.

Asimismo, el alumno que ocupaba el lado izquierdo de pilotaje estaba en poder del Título de Piloto Privado de Avión PPL(A), el certificado Médico (clase 1) y con la licencia

caducada. En la fecha del accidente se encontraba en proceso de instrucción para la renovación de la habilitación Single Engine (SE piston) y era su primera clase de vuelo.

1.4. Información de aeronave

1.4.1. Célula

Marca:	Piper
Modelo:	PA-28R-200
Núm. de fabricación:	28R-7135127
Matrícula:	EC-FHZ
Año de fabricación:	1971
Horas totales:	7.758 h
MTOW:	1.202 kg
Propietario:	Centro Tecnológico Are, S.L.
Explotador:	Centro Tecnológico Are, S.L.

1.4.2. Certificado de aeronavegabilidad

Número:	3325
Fecha de expedición:	9/06/2005
Fecha de caducidad:	7/06/2008

1.4.3. Registro de mantenimiento

Última revisión:	Fecha	Horas
50 horas:	30/05/2007	7.673
100 horas:	23/08/2007	7.723
500 horas:	12/05/2003	7.160

1.4.4. Motor

Marca:	Lycoming
Modelo:	IO-360-C1C

Potencia: 200 HP
Número de serie: L-7850-51A
Horas totales: 7.733 h

Última revisión:	Fecha	Horas
• 50 horas:	30/05/2007	7.642
• 100 horas:	23/08/2007	7.694
• 500 horas:	12/05/2003	7.163

Datos de instalación:

• Usado 14/11/1991 3.868 TSO

1.4.5. Hélice

Marca: Hartzell
Modelo: HC-C2YK-1B/7666^a-2
Número de serie: 1054
Montaje:

- Horas aeronave: 7.159 h
- Fecha: 24/04/2003

1.4.6. Antecedentes

El motor montado en la aeronave había sido mantenido por la propia compañía propietaria bajo autorización como centro de mantenimiento N.º 157.

Según la documentación consultada, con fecha 2 de diciembre de 1996, a las 6.046 horas desde nuevo (TSN), se llevó a cabo una revisión general del mismo.

1.5. Comunicaciones

Los servicios de control del tránsito aéreo no registraron la emergencia por radio de la aeronave y fue la Oficina de notificación de los servicios de tránsito aéreo (ARO) quien informó a los servicios de control del suceso debido a una llamada telefónica del instructor.

No obstante, según manifestación del instructor, comunicó la emergencia por las frecuencias: 121.5 MHz (Emergencia), 118.7 MHz (TWR Cuatro Vientos) y 131.97 MHz (frecuencia habitual utilizada fuera del ATZ).

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

Una vez que el motor se detuvo el piloto realizó el procedimiento de puesta en marcha sin resultado satisfactorio y procedió a realizar un aterrizaje de emergencia. Tras describir dos o tres giros de 360° intentando localizar la zona adecuada, se fue quedando sin altura sin encontrar un campo adecuado. Finalmente se dirigió sobre una ladera cubierta de árboles de gran porte.

En los últimos momentos del vuelo la aeronave se «posó» sobre la copa de un árbol, de una altura de unos 15 m, que amortiguó la mayor parte de la energía que llevaba y prosiguió hasta el suelo cayendo en la orilla de un arroyo.

No hubo dispersión de restos. El fuselaje presentaba un impacto en el estabilizador horizontal derecho de la cola, falta de parte del intradós del ala derecha (había quedado enganchada en el árbol) y rotura del encastre de las alas a la célula.



Figura 1. Vista general de los restos

La inspección de campo constató que la aeronave estaba configurada para aterrizaje de emergencia. En cuanto al grupo motopropulsor los aspectos más significativos observados fueron los siguientes:

- La hélice con signos de haber entrado parada contra el suelo.
- Paso de hélice roto.
- Engranaje de arranque engranado.
- Gasolator sin filtro interno.
- Aceite y filtro limpios.

- Sistema de inducción sin obstrucciones.
- Sistema de encendido correcto.
- El desmontaje del cilindro n.º 2 puso a la vista la rotura del cigüeñal.

Asimismo, la baliza de emergencia del fabricante Narco Avionics, ELT10, S/N 47680, se encontró sin armar y la batería de la misma había superado el tiempo límite (mayo de 2001).

1.7. Aspectos de supervivencia

La cabina no se deformó en el impacto y los cinturones de seguridad cumplieron con la función para la que fueron diseñados. No obstante, se produjeron traumatismos severos en todos los ocupantes. Es de destacar que el impacto con la copa del árbol cuando la aeronave se acercaba al suelo favoreció la capacidad de supervivencia de los ocupantes.

En relación con las actuaciones de búsqueda y rescate, la localización de los heridos se prolongó hasta las 20:05 h. A continuación, y una vez estabilizados, fueron trasladados a hospitales de Madrid a las 21:00 h aproximadamente.

Según los informes de los organismos actuantes en la emergencia, el piloto contactó con el 112 desde el lugar del accidente y a continuación con la oficina ARO (Oficina de notificación de los servicios de tránsito aéreo). Conocidos los primeros datos sobre la localización del suceso se activaron los servicios de Emergencia 112 de la Comunidad de Castilla-León. Ante la falta de concreción sobre la situación, se amplió la zona de localización y se activó el servicio de los bomberos de la Comunidad de Madrid.

Por otra parte, las distintas comunicaciones y acciones realizadas produjeron que se activaran los siguientes medios, además de los citados: SAR, con un helicóptero Puma; SUMMA 112, con un helicóptero medicalizado; Policía Nacional, con un helicóptero de la base de Cuatro Vientos y un Aviocar militar de la misma base.

A pesar del número de medios aéreos utilizados la localización fue dificultosa debido a la amplia zona de búsqueda referenciada y a que era una zona boscosa que impedía la visión directa de la aeronave. Finalmente, el contacto telefónico junto con la visión directa entre el piloto y uno de los helicópteros les llevó a la localización.

Las dificultades descritas se vieron incrementadas especialmente al no disponer del posicionamiento que la baliza de emergencia ELT facilita.

1.8. Ensayos e investigaciones

Examen del motor

La revisión llevada a cabo en taller mostró las siguientes evidencias:



Figura 2. Detalle interior del motor y cilindro n.º 3

- Cigüeñal roto entre el apoyo central y la parte trasera de la muñequilla del cilindro n.º 2,
- Grieta circular entre el apoyo delantero del cigüeñal y la parte delantera de la muñequilla del cilindro n.º 1,
- Los apoyos centrales de los cárteres principales presentaban «fretting¹»,
- Los pernos-pasantes del apoyo central con un recubrimiento de color naranja (a modo de «sellante» plástico),
- La base del cilindro n.º 3 recubierta de una capa similar a la encontrada en los pernos-pasantes,
- Restos de lubricante en el apoyo central del cigüeñal no apropiado,
- Los semicojinetes del apoyo central del cigüeñal estaban desgastados por sobrecargas (tenían rebabas),
- El apoyo central del cárter presentaba «pile-up²» por sobrecargas.
- De los cuatro pistones del motor, el instalado en el cilindro n.º 3 era diferente al resto y no correspondía al instalado durante el overhaul del motor.

Estudio metalúrgico y proceso de rotura del motor

Al objeto de profundizar en las roturas observadas en el motor, se trasladaron los elementos dañados a un laboratorio de ensayos de materiales.

Los aspectos más relevantes del mismo fueron que:

- La fractura del cigüeñal se provocó por un proceso de fatiga simultánea en dos zonas de la misma superficie de fractura, véase figura 3,

¹ Rugosidad o aspereza debida al desgaste del material por frotamiento.

² Deformación de una superficie hacia arriba que modifica la zona y plano del área de contacto entre dos superficies.

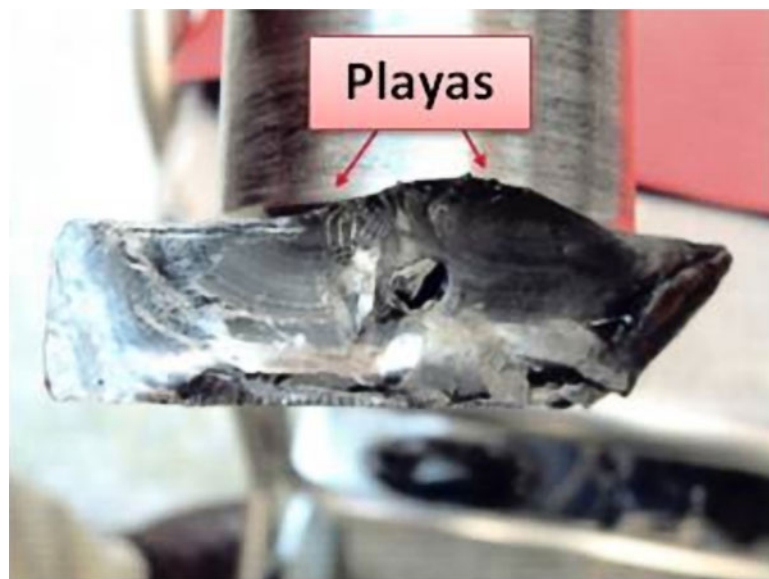


Figura 3. Sección rotura cigüeñal

- La presencia de varias grietas de fatigas en desarrollo, y en diferentes secciones del cigüeñal,
- El nivel elevado de cargas a las que se vio sometido el cigüeñal quedó reflejado en las deformaciones localizadas en el apoyo central del cárter y en sus semicojinetes, como muestra las siguientes evidencias:
 - Erosión y deformación de los orificios de engrase, véanse figuras 4 y 5.



Figuras 4 y 5. Deformaciones en semicojinete central y semicárter

- Desgaste por frotamiento (fretting) entre la superficie de contacto de los dos semicárteres a la altura del apoyo central, inducido por movimientos repetidos de las superficies en contacto en presencia de carga, véase figura 6.
- Desbaste de material en la superficie lateral del apoyo central del cárter y en uno de los semicojinetes centrales.



Figura 6. Detalle de la superficie del apoyo central

- Grietas de fatiga en ambos semicárteres,
- Marcas de rozamiento entre las caras laterales de los semicojinetes.

Aspectos referidos a la última revisión general del motor

Según la documentación del motor, éste tenía 1.687 h de funcionamiento desde el último overhaul. El trabajo fue efectuado por el centro de mantenimiento autorizado propiedad del operador/propietario del avión.

En la documentación del overhaul consultada se observa que en los registros de discrepancias del rodaje este motor presentaba «pérdidas de aceite por base cilindro n.º 3» y la acción correctora realizada fue: «retorqueadas las tuercas de la base cilindro n.º 3».

En relación con la inspección del motor posterior al accidente se detectó la presencia de abundante material de sellado (véase figura 2) en los pernos pasantes («through-stud») y en la base del cilindro n.º 3. Además, se comprobó que el nuevo cilindro instalado en esa posición fue sustituido por otro nuevo posteriormente.

Otro punto a destacar de la documentación del motor es el hecho que las inspecciones estructurales efectuadas a las piezas críticas, en contra de lo certificado en el informe, se realizaron por el método de líquidos penetrantes, que es el requerido por Lycoming para todos los elementos ferro-magnéticos de sus motores en el «Overhaul Manual».

Asimismo, existe una contradicción en las fechas del informe del overhaul puesto que, en la «Hoja de Recepción» del centro de mantenimiento, se indica como fecha de

entrada del motor el 22/11/1996 y en la de los informes del centro donde se someten las piezas a las inspecciones estructurales es la del 8/11/1996, sin poder confirmar que las piezas sometidas a ensayo sean las posteriormente instaladas en el motor n.º de serie L-7850-51A, ya que las piezas sólo se identificaban con una descripción y un número de pieza en vez de con un número de serie, a pesar de que es notorio que algunas de ellas lo poseen (cigüeñal).

Igualmente, otras piezas que figuran en el listado de piezas sustituidas, como los «through-stud», durante el overhaul fueron consideradas como aceptables en la inspección estructural.

1.9. Información orgánica y de dirección

La información obtenida de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) señala que Centro Tecnológico Are, S.L., está autorizada para impartir las enseñanzas de la Licencia de Piloto Privado desde el 8/06/2001 hasta el 08/04/2012.

En la actualidad, como organización de mantenimiento dispone de la autorización, desde el 20/08/2010, para llevar a cabo las tareas conforme a la Parte M-Subparte F. En la actualidad, tiene pendiente de aportar parte de la documentación necesaria para obtener la aprobación como CAMO (Organización de Gestión de la Aeronavegabilidad Continuada).

2. ANALISIS

2.1. General

La aeronave realizaba un vuelo visual en las estribaciones de la sierra de Guadarrama, en el extremo suroccidental de la región madrileña, limítrofe con Segovia.

Según el testimonio del piloto, en un momento del vuelo y de repente el motor se aceleró al tiempo que el paso de la hélice se redujo. Las acciones realizadas no impidieron que el motor se detuviera.

A continuación, el instructor de vuelo llevó a cabo el procedimiento de parada de motor en vuelo y se preparó para el aterrizaje de emergencia. La dificultad de la orografía impidió encontrar un terreno propicio para aterrizar. El piloto intentó alcanzar una ladera que tenía a la vista, pero no la alcanzó, y se precipitó sobre la copa de un árbol, el cual amortiguó la energía del descenso, y finalmente se desplomó sobre el terreno.

Los tres ocupantes sufrieron graves traumatismos.

2.2. Consideraciones sobre el rescate de las personas a bordo de la aeronave

El terreno donde cayó la aeronave, aún siendo accesible, se encontraba dentro de una zona arbolada que impedía una localización precisa desde el aire. La disponibilidad de telefonía móvil y con cobertura, fue esencial en la localización.

El suceso presenta dos circunstancias a considerar: El tiempo de localización y la coordinación de medios de rescate.

En cuanto al primero, el tiempo empleado para localización se prolongó, más de lo teóricamente necesario, debido a las siguientes circunstancias:

- La baliza de emergencia no funcionó a consecuencia de la falta del mantenimiento que garantizara su operatividad (esta misma contingencia ha sido examinada en el informe A043/2008 en el que se incluyó la siguiente Recomendación de Seguridad³).
- La comunicación radio de la emergencia por el piloto no fue recibida por los servicios de tránsito aéreo, debido al alcance de los equipos de VHF y las dificultades orográficas del terreno que sobrevolaba, lo que imposibilitó estimar la zona donde aterrizaría.

Respecto al segundo, los hechos recogidos muestran que los medios actuantes provenían de diferentes servicios y organizaciones que se concretaron en un total de seis medios aéreos, posiblemente por dos circunstancias: la falta de coordinación y el exceso de celo en la localización.

En conexión con lo anterior, el informe A031/2006 de esta Comisión incluía una Recomendación de Seguridad (REC 02/10), cuyo contenido⁴ aplica a este caso.

2.3. Análisis del estudio metalúrgico y proceso de rotura del motor

Los resultados del estudio señalan que la rotura del cigüeñal se produjo por el nivel elevado de cargas a flexión a la que se vio sometido, con origen en el semicojinete central el cual fue montado fuera de las pestañas de posicionamiento. En concreto, hacia la zona delantera del motor. A su vez, esto provocó que el tetón de engrase interfiriera en la superficie del semicojinete central, contra la que se incrustó.

³ REC 08/11: Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que verifique a través de los procedimientos de revisión de la aeronavegabilidad (RA), ya sean realizadas por la propia AESA o en aquellas llevadas a cabo por Organizaciones de Gestión de la Aeronavegabilidad debidamente autorizadas (CAMO+), que se incluya la comprobación de que las Balizas de Emergencia (ELT) estén operativas y correctamente codificadas.

⁴ «Con el fin de garantizar la coordinación precisa entre los distintos servicios de emergencias, se recomienda conjuntamente a la Dirección General de Protección Civil y Emergencias del Ministerio del Interior y al Ejército del Aire del Ministerio de Defensa que aseguren que los Servicios de Atención de Urgencias 112 de las diferentes Comunidades Autónomas, por un lado y el Servicio Aéreo de Rescate (SAR) por otro, contemplan la comunicación y notificación mutua de los accidentes de aeronaves en los que intervengan».

En la posición anteriormente descrita, el muñón del cigüeñal, contiguo al apoyo central, fue desplazado, y provocó el desalineamiento respecto a los otros dos, causando un incremento de cargas de flexión del mismo. En consecuencia, las cargas adicionales, unidas a la probable aparición de vibraciones y el aumento de cargas con el montaje de los semicárteres, incubaron las diversas grietas observadas en la inspección.

2.4. Análisis de la revisión general anterior al accidente

Como se indicó en el apartado 1.8, la lectura de los registros de las discrepancias de rodaje de la revisión general ya indicaban que este motor presentaba «pérdidas de aceite por base cilindro n.º 3» y la acción correctora realizada fue: «retorqueadas las tuercas de la base cilindro n.º 3». Esta acción, aparentemente correcta, está en contradicción con lo indicado por Lycoming en su Service Instruction n.º 1290E «Repair of Oil Leakage at Crankcase Thru-Stud Location».

Asimismo, la inspección del motor tras el accidente mostró la presencia de abundante material de sellado a lo largo de los pernos pasantes («through-stud»), al objeto de sellar el canal de los pernos e, igualmente, en la base del cilindro n.º 3. Además, se observó que, éste mismo cilindro, fue instalado nuevo en el overhaul y posteriormente fue sustituido.

El conjunto de circunstancias referidas confirman el hecho de que este motor, durante su vida operativa, presentó pérdidas, por la zona de la base del cilindro n.º 3, y consumo de aceite, las cuales fueron achacadas al cilindro instalado en la localización n.º 3 y no a la errónea instalación de los semicojinetes, como se ha mostrado en el estudio metalúrgico.

Las actuaciones mencionadas apuntan a que los procedimientos de revisión general del motor no fueron ejecutados correctamente y que las operaciones de mantenimiento que se siguieron desde entonces hasta el accidente, tampoco fueron las adecuadas y estaban fuera de las prácticas que aconseja el fabricante del motor. En resumen, se advierte la falta de procedimientos y/o el deficiente seguimiento de los mismos.

Asimismo, se advierte que durante las repetidas renovaciones del certificado de aeronavegabilidad por la autoridad, no han sido detectadas las deficientes prácticas realizadas sobre el motor y que quedan puestas de manifiesto por la presencia del material de sellado.

Por este motivo el presente informe incluye dos recomendaciones de seguridad, una dirigida al Centro Tecnológico Are, S.L., al objeto de que actualice y/o implemente unos procedimientos de mantenimiento que garanticen el correcto mantenimiento y que, asimismo, se ajusten a las indicaciones del fabricante; y otra a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea para que se asegure de que los citados procedimientos sean los adecuados a las labores de mantenimiento.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- El instructor disponía de la debida calificación para la operación.
- La aeronave mantenía su Certificado de Aeronavegabilidad en vigor.
- El motor se detuvo durante el vuelo.
- El cigüeñal se fragmentó tras sufrir un proceso de fatiga.
- El proceso de fatiga se inició por el incorrecto montaje de los semicojinetes del apoyo central del cigüeñal.
- Los procedimientos de trabajo realizados durante la revisión general no se ajustaron a los métodos indicados por el fabricante.
- Las acciones empleadas durante el mantenimiento periódico, posterior a la revisión general, no fueron dirigidas a la búsqueda de la causa y reparación de la filtración de aceite, observada en el cilindro n.º 3, sino apaliar la fuga de aceite.
- Durante los procesos de renovación del Certificado de Aeronavegabilidad, seguidos desde la revisión general, no se detectaron cuestiones que afectan a la seguridad.
- La baliza de emergencia de la aeronave estaba inoperativa a causa de la falta de mantenimiento.
- Los medios empleados para la localización y rescate de las personas a bordo no estuvieron debidamente controlados y coordinados.

3.2. Causas

La causa del accidente fue la rotura por fatiga del cigüeñal durante el vuelo, originada por el incorrecto montaje de los semicojinetes del apoyo central.

Otros factores relevantes y contribuyentes para el desarrollo de la rotura fueron las incorrectas prácticas que se siguieron durante la revisión general del motor y en las posteriores labores de mantenimiento que se sucedieron tras dicha revisión general.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

- REC 43/11.** Se recomienda la Centro Tecnológico ARE, S.L., la revisión y actualización de sus procedimientos de mantenimiento de aeronaves y, en especial, que en ellos se contemplen los métodos aprobados por los fabricantes de las aeronaves y/o componentes.
- REC 44/11.** Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) se asegure que los procedimientos de mantenimiento del denominado Centro Tecnológico ARE, S.L., son acordes al nivel de mantenimiento autorizado.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	4 de septiembre de 2008; 15:38 h UTC¹
Lugar	Aeropuerto de Sevilla

AERONAVE

Matrícula	F-GLEC
Tipo y modelo	AEROSPATIALE SN-601 Corvette S/N:30
Explotador	Airbus

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY JT15D-4
Número	2

TRIPULACIÓN

	Comandante	Copiloto
Edad	55 años	44 años
Licencia	ATPL(A)	ATPL(A)
Total horas de vuelo	4.700 h	1.200 h
Horas de vuelo en el tipo	3.100 h	750 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			8
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores en pata izda. del tren de aterrizaje, fuselaje y plano izdo.
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Negocios (vuelo corporativo de la compañía)
Fase del vuelo	Despegue

INFORME

Fecha de aprobación	26 de septiembre de 2011
---------------------	---------------------------------

¹ Todas las referencias horarias en este informe son UTC salvo mención expresa.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave había efectuado el vuelo de ida Toulouse-Sevilla en la mañana del día 04 de septiembre aterrizando sin novedad en el aeropuerto de Sevilla a las 06:45 h.

El vuelo de regreso a Toulouse estaba programado a las 15:35 h. La aeronave comandada por la misma tripulación técnica que en el vuelo de ida, solicitó la puesta en marcha con ocho pasajeros a bordo a las 15:16 h.

Tras un rodaje sin incidencias a las 15:26 h la aeronave inicio la carrera de despegue y se fue al aire. Una vez en el aire la tripulación frenó las ruedas, tal como establecen los procedimientos normales y a continuación intentó accionar la palanca de retracción de tren sin conseguirlo por encontrarse bloqueada.

Continuaron el ascenso y a las 15:29 h ATC les informó de que no recibía señal del respondedor SSR en la pantalla, a lo que la tripulación contestó informando que comprobarían el equipo.

A las 15:30 h el controlador insistió en la necesidad de contar con equipo respondedor SSR para volar en ese Espacio Aéreo y tras solicitar información sobre su posición les solicitó que regresaran inmediatamente. La tripulación notificó su posición e inició el regreso.

A las 15:37 h se autorizó el aterrizaje.



Figura 1. Estado de la aeronave sobre la pista

Tras la toma de contacto, a las 15:39.30 h, y durante el último tramo de la carrera de aterrizaje, el plano izquierdo fue descendiendo hasta tocar la superficie de pista, deslizándose sobre ésta durante unos 50 m hasta que la aeronave quedó detenida dentro de la zona asfaltada (Figura 1).

No se produjo fuego. Se procedió a realizar una evacuación de emergencia sin que se produjesen lesiones entre los pasajeros o la tripulación.

A las 15:42 h los servicios de emergencia llegaron al lugar, detectaron una fuga de combustible en el depósito de punta de ala izquierdo y aseguraron las superficies en contacto con la pista rociándolas con espuma.

1.2. Daños en la aeronave

Se produjeron daños en la pata izquierda del tren de aterrizaje, el flap del mismo lado y el depósito de combustible de punta de ala izquierdo.

El amortiguador de la pata izquierda perdió su integridad por haberse separado el cilindro exterior del pistón. No obstante ninguna de las dos piezas presentaba señales de golpes o deformaciones (Figura 2).



Figura 2. Tren de aterrizaje principal, pata izquierda

1.3. Información de la tripulación

Ambos miembros de la tripulación disponían de la habilitación de tipo correspondiente a la aeronave SN-601, así como de vuelo instrumental (IR/ME). El comandante ostentaba además la habilitación de instructor para el tipo de aeronave (TRIA SN-601).

La tripulación del vuelo del incidente era la misma que la que había volado desde Toulouse unas horas antes. Durante el vuelo del incidente el comandante actuaba como piloto a los mandos.

1.4. Información sobre la aeronave

1.4.1. *General*

La aeronave corresponde al modelo Corvette SN-601 fabricada por Aerospatiale. Se trata de un biturbo-reactor de ala baja y peso máximo al despegue de 7.000 kg. Esta unidad fue fabricada en 1976 correspondiéndole el número de serie 30. El peso al despegue notificado en el vuelo del incidente era de 6.800 kg.

Los motores son dos Turbopan Pratt & Whitney JT15D-4 y van montados en la parte posterior del fuselaje.

De acuerdo con el libro de aeronave, ésta contaba con 14.341 h de vuelo y 11.137 ciclos de operación.

Disponía de un certificado de revisión de la aeronavegabilidad (ARC) emitido el 26/03/2007, extendido por primera vez el 19/02/2008 y con validez hasta el 09/05/2009.

El poseedor del Certificado de Tipo de la aeronave Corvette SN-601, Airbus, ha informado que este Certificado de Tipo emitido por la DGAC de Francia el 29 de mayo de 1974 ha sido revocado con fecha 24 de febrero de 2011, como consecuencia de su solicitud por Airbus el pasado 23 de abril de 2010.

1.4.2. *Tren de aterrizaje*

El tren de aterrizaje es retráctil, de tipo triciclo y con una sola rueda en cada pata (Figura 3).

Las patas del tren principal son articuladas. La amortiguación se consigue mediante la acción de sendos amortiguadores de tipo oleo-neumático.

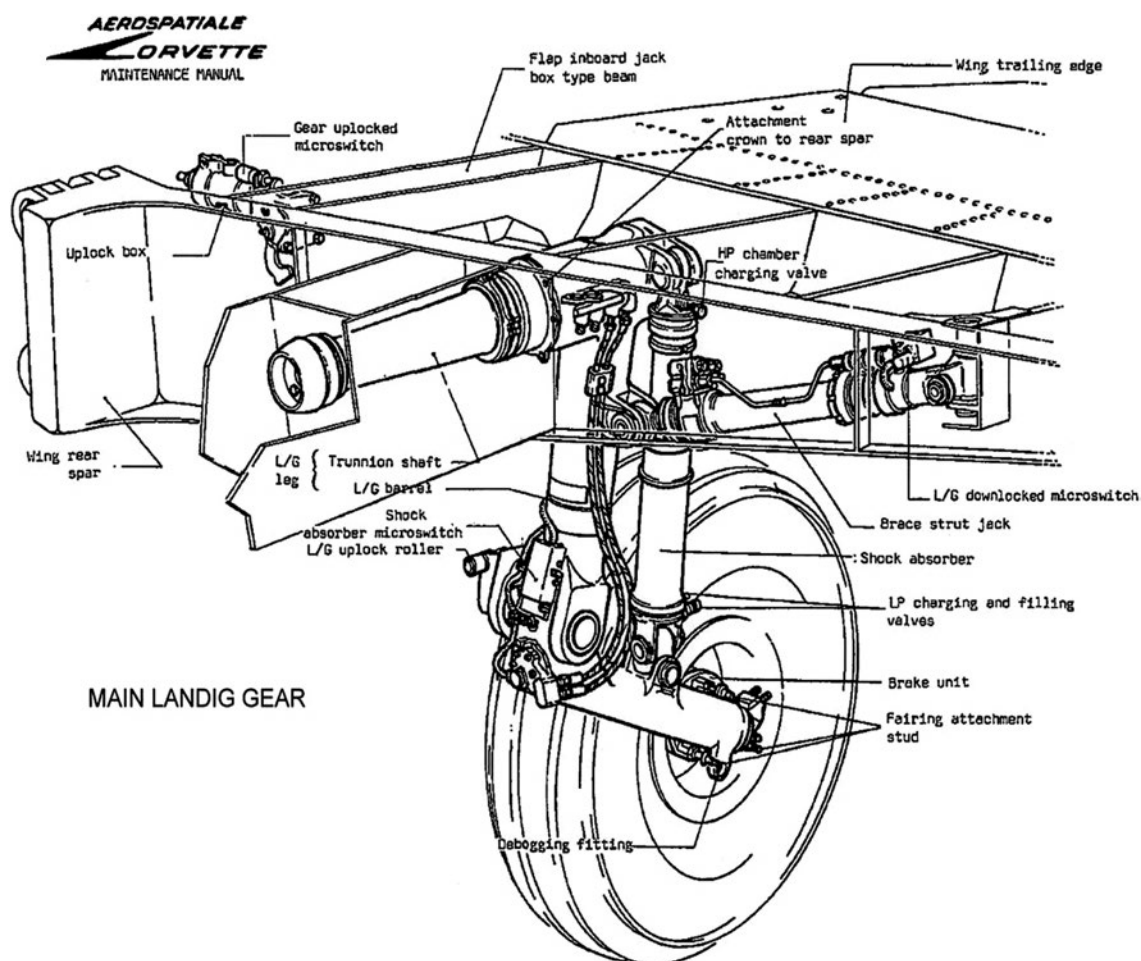


Figura 3. Esquema del tren de aterrizaje principal

La extensión y retracción del tren se controla mediante la acción de un actuador hidráulico. En su posición de extensión completa el actuador acciona un micro-interruptor para proporcionar la señal de «tren abajo y bloqueado». La señal de «tren arriba y bloqueado» la proporciona otro micro-interruptor activado por el mecanismo de bloqueo mecánico que acciona la pata al llegar a su alojamiento bajo el ala.

El carenado de las patas del tren principal se consigue mediante 3 puertas. Dos se mueven solidariamente con la pata sin ningún tipo de mecanismo, la tercera se acciona mediante varillas.

El accionamiento del tren es de tipo electro-hidráulico. La señal eléctrica generada al accionar la palanca de tren llega a un distribuidor electro-hidráulico que transmite la presión a los actuadores ya sea para la extensión (posición «DOWN» de la palanca) o para la retracción (posición «UP» de la palanca). Hay un distribuidor alternativo de accionamiento manual desde cabina que permite la extensión del tren en caso de fallo eléctrico en el sistema primario. En caso de pérdida de presión hidráulica se puede extender el tren mediante el accionamiento de una bomba manual.

1.4.3. Amortiguador del tren principal

1.4.3.1. Descripción

La amortiguación de las cargas sobre el tren se consigue mediante dos amortiguadores de tipo oleo-neumático. El extremo superior de cada amortiguador se une al eje de sujeción de la pata al larguero del ala mediante una articulación simple, mientras que el extremo inferior se une a la barra de la pata donde se aloja la rueda mediante una articulación de dos ejes (Figura 3).

Los amortiguadores (Figura 4) se componen de un cilindro exterior y un pistón hueco o cilindro interior que se desliza el interior de aquél (ítems n.º 2 y n.º 1).

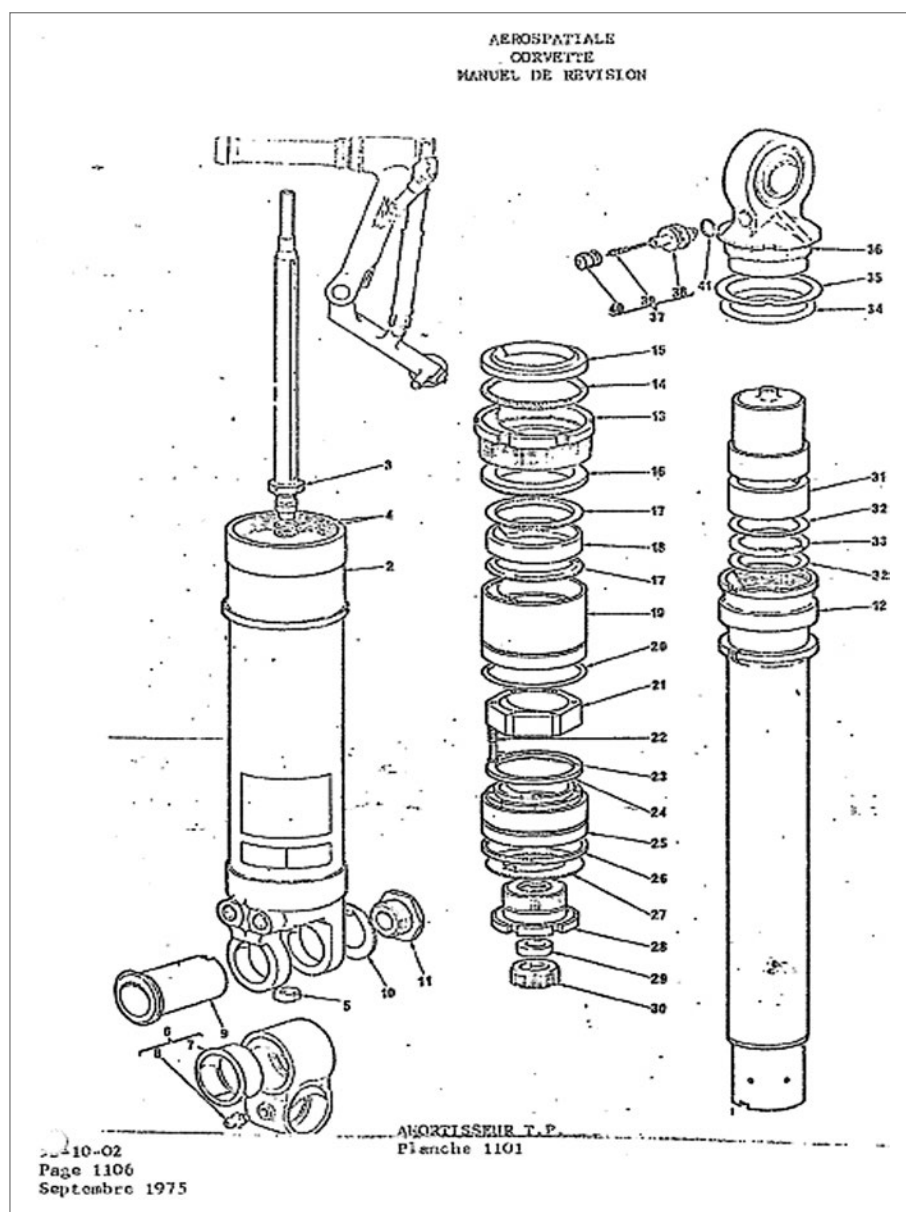


Figura 4. Despiece del amortiguador del tren principal

El interior del pistón está dividido a su vez en dos cámaras separadas por un pistón intermedio (ítem n.º 31). La cámara superior es de alta presión (presión de carga 212 bares) mientras que la inferior es la de baja presión (presión de carga 41 bares).

La cámara de baja presión se comunica con el cilindro exterior para permitir el transvase de líquido hidráulico.

La estanqueidad entre cilindro y pistón se consigue mediante dos conjuntos formados por una serie de juntas, cojinetes y segmentos. Uno de ellos se fija al interior del émbolo y otro al exterior del pistón. El conjunto superior se apoya en un estrechamiento interior del émbolo y queda retenido por el borde superior de éste mediante una tuerca roscada al cuerpo del émbolo (ítem n.º 13). El conjunto inferior queda firmemente sujeto alrededor de la parte más estrecha del pistón, en su extremo inferior, mediante otra tuerca que enrosca en el cuerpo del pistón (ítem n.º 28). El frenado de esta tuerca se consigue mediante una arandela (ítem n.º 27) que en su cara superior tiene una lengüeta que se inserta en una chaveta practicada en borde del pistón.

Cuando el amortiguador se extiende, el encuentro de estos dos grupos de piezas hace de tope superior al movimiento del pistón impidiendo que se salga del cilindro exterior.

La compresión o extensión de los amortiguadores es utilizada para proporcionar información a diferentes sistemas cuya lógica de funcionamiento depende de la situación del avión (tierra o aire). Dos micro-interruptores emplazados en las articulaciones de las patas cierran el contacto con tierra («grounding») cuando los amortiguadores están comprimidos (avión en tierra) energizando diferentes sistemas (fan de aire acondicionado de tierra, apertura de la válvula de despresurización, circuito de test de la alarma de ángulo de ataque, alarma de posición del estabilizador horizontal, suministro del «stick pusher» y borrado del CVR.)

La señal de estos micro-interruptores es también utilizada para bloquear la palanca de accionamiento del tren en posición «Down» cuando alguno de los amortiguadores está comprimido. De esta manera se evita un repliegue del tren en tierra.

El micro-interruptor de la pata izquierda (denominado 2GD) proporciona asimismo señal tierra/vuelo a un Relé (denominado 3GD) que suministra energía al sistema que controla el respondedor del radar secundario (SSR).

1.4.3.2. Historial de mantenimiento

El amortiguador afectado de la pata izquierda (P/N 15330001A), tenía un registro en servicio de 1.737 h de vuelo y de 1.545 ciclos desde revisión general (TSO) que se había realizado en septiembre de 2006. Fue sometido a una reparación en enero de 2008 debido a una pérdida de hidráulico en la cámara de alta presión y desde entonces había volado 224 h completando 140 ciclos.

El amortiguador gemelo de la pata principal derecha había estado instalado en otro avión del mismo modelo del que se desconoce su historial de servicio. Su última revisión se realizó en junio de 2007 y desde entonces había volado 451 h realizando en ese tiempo 280 ciclos.

El Manual de Mantenimiento de la aeronave establece que ha de realizarse una inspección visual detallada del amortiguador y una sustitución del líquido hidráulico cada 6 años. Además en la inspección diaria se comprueba la compresión del amortiguador.

1.5. Comunicaciones

A las 15:16:33 h la aeronave inició las comunicaciones con control de plataforma del aeropuerto de Sevilla solicitando autorización de puesta en marcha. ATC autorizó la puesta en marcha proporcionando datos de QNH, ruta de salida, nivel de vuelo inicial, código asignado para respondedor radar (que fue 4616) y frecuencia del control Torre. La tripulación colacionó toda la información.

A las 15:22:03 la tripulación cambió a la frecuencia de control Torre informando de que estaban listos para el rodaje. Desde la Torre se les indicó que procedieran al punto de espera de la pista 27.

A las 15:25:40 h Control de Torre les autorizó entrar y alinearse en la pista.

A las 15:26:42 h Control de Torre autorizó el despegue con viento de 210° y 15 kt.

A las 15:28:32 h el controlador de Torre solicitó confirmación del código respondedor SSR. La tripulación notificó el código asignado (4616).

A las 15:29:05 h el controlador informó que no recibía señal en la pantalla radar. La tripulación comunicó que comprobaría el equipo SSR.

A las 15:30:06 h el controlador insistió en la necesidad de contar con respondedor SSR en ese espacio aéreo. La tripulación respondió que era consciente de ello y que lo comprobaría.

A las 15:31:09 h el controlador solicitó informe de posición y la tripulación respondió indicando el radial en el que se encontraban respecto al aeropuerto (303). No dieron información de altitud.

A las 15:31:25 h el controlador solicitó el regreso de la aeronave y su incorporación al viento en cola de la pista 27. La tripulación confirmó el regreso y colacionó la información de circuito.

A las 15:33:05 h el controlador solicitó informe de posición y la tripulación respondió que estaba en el viento en cola de la pista 27 a 1.500 ft.

A las 15:34:53 h el controlador les indicó que eran número dos detrás de otro tráfico. La tripulación confirmó que veían el tráfico y que procederían detrás de él.

A las 15:37:49 h el controlador autorizó el aterrizaje con viento 210° y 18 kt.

A las 15:39:46 h la tripulación comunicó que tenían un problema y el controlador les indica que apreciaba algo anormal en el ala izquierda.

A las 15:41:54 h la tripulación comunicaba que habían bloqueado la pista y que lo pasajeros estaban bien.

A las 15:42:19 h el controlador les informó que enviaría un transporte para los pasajeros.

Finalmente a las 15:42:42 la tripulación comunicó que el tren izquierdo no se había desplegado.

1.6. Ensayos e investigaciones

El examen de la aeronave indicó que el pistón del amortiguador de la pata izquierda se había separado del émbolo o cilindro exterior.

El conjunto de estanqueidad (juntas, cojinetes y segmentos) fijo al cilindro exterior se encontraba montado en su posición correcta y sujeto por la rosca correspondiente (ítem n.º 13). Sin embargo los elementos homólogos del pistón o cilindro interior (sujetos por la tuerca n.º 28) se habían soltado, separándose del pistón y cayendo en el fondo del cilindro exterior.

1.6.1. Examen del amortiguador

El amortiguador (P/N 15330001A, S/N 83) de la pata izquierda del tren principal se examinó en las instalaciones de Hydrep en Francia en octubre de 2008. El informe del examen efectuado fue emitido por el fabricante Messier-Dowty. Se procedió a su desmontaje completo y limpieza.

Todos sus componentes presentaban una condición satisfactoria con, únicamente, algunas marcas de desgaste propias del funcionamiento normal. Las superficies exteriores e interiores de ambos cilindros no mostraban defectos importantes.

La tuerca encargada de mantener en su posición el conjunto de juntas, cojinetes y segmentos fijos al cilindro interior (ítem n.º 28) no tenía marcas o daños ni en el cuerpo ni en los hilos de rosca.

La arandela de frenado de esa tuerca (ítem n.º 27) presentaba aparentemente la deformación requerida para ser alojada en una almena de la tuerca y garantizar el frenado del conjunto (figuras 5 y 6). También tenía marcas de fricción circular en una circunferencia intermedia (figura 5).

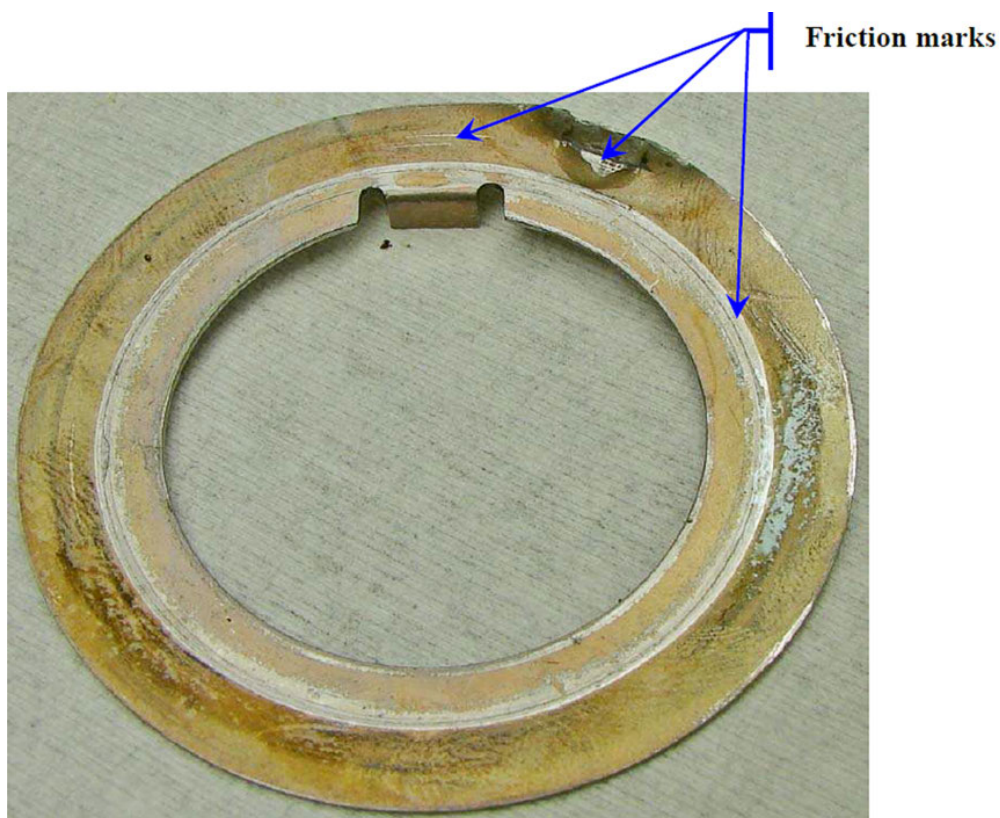


Figura 5. Arandela de frenado en la condición hallada

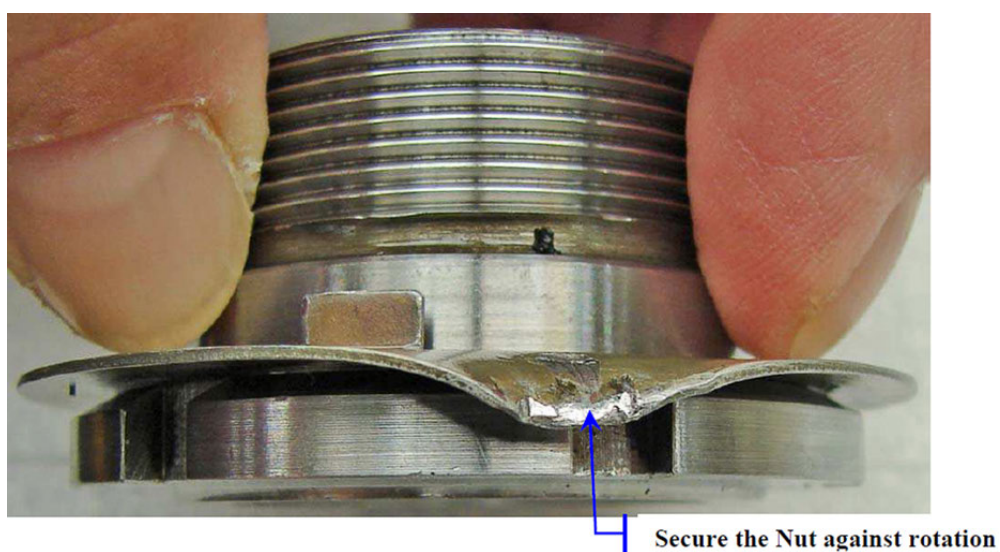


Figura 6. Tuerca y arandela en posición de montaje

1.7. Información adicional, antecedentes de fallos en el tipo de amortiguador

Se ha recopilado información de dos incidentes similares causados también por fallo en el amortiguador:

1. En agosto de 1988, en el aeropuerto de Le Bourget – Francia. El tren de aterrizaje no se pudo recoger después del despegue y la pata izquierda colapsó en el aterrizaje posterior. Se produjo la separación de los cilindros inferior y superior. La investigación posterior del amortiguador reveló que la tuerca numerada como ítem n.º 28, estaba desenroscada y la arandela de frenado (ítem n.º 27) no estaba deformada tal como se requiere para garantizar el frenado de la tuerca. El amortiguador había completado 69 ciclos desde el overhaul.
2. En marzo de 1989, en el aeropuerto de Saint Yan – Francia, se produjo un incidente similar al anterior. La investigación posterior del amortiguador reveló que la tuerca numerada como ítem n.º 28 estaba desenroscada y la arandela (ítem n.º 27) estaba insuficientemente deformada para asegurar el bloqueo o frenado de la tuerca. El amortiguador había completado 81 ciclos desde el overhaul.

Como consecuencia de estos eventos fue emitida por Airbus la revisión del Manual de Mantenimiento de Componentes (CMM ERAM) referencia 32.10-02 con fecha de edición de noviembre de 1989.

2. ANALISIS Y CONCLUSIONES

2.1. Fallo en el repliegue del tren y en el respondedor SSR

Tras un rodaje y un despegue sin incidencias la tripulación de la aeronave no pudo replegar el tren debido al bloqueo de la palanca correspondiente en la posición «Down». En condiciones normales, la compresión de los amortiguadores es interpretada por el micro-interruptor de las patas como condición de «avión en tierra». Esto origina el bloqueo de la palanca del tren evitando el accionamiento accidental de la misma cuando el avión está en tierra.

Al despegar el avión la falta de retención de la pata por parte del amortiguador izquierdo muy probablemente provocó una extensión anormal y brusca de aquella que dañó el micro-interruptor del lado izquierdo (2GD). Como consecuencia de ello el circuito eléctrico de gestión del tren no recibió la señal de «avión al aire» bloqueando la palanca e imposibilitando la retracción del tren.

Poco tiempo tras el despegue, ATC se puso en contacto con la aeronave para indicar que no se recibía señal de respuesta del radar secundario.

El denominado sistema ATC de la aeronave está diseñado para conectar la emisión del respondedor SSR únicamente cuando la aeronave está en vuelo. Para ello se utiliza la

mismo input que para el bloqueo de la palanca de tren, esto es, la señal de un micro-interruptor. Al despegar el micro-interruptor de la pata izquierda (denominado 2GD) proporciona señal a un Relé (denominado 3GD) que a su vez suministra energía al sistema que controla el respondedor del radar secundario (SSR). Puesto que dicho micro-interruptor quedó dañado tras el despegue, el Relé no se activó y el avión no inició la emisión de respuesta radar.

La tripulación no declaró en ningún momento situación de emergencia. Si bien no fueron capaces de retraer el tren, las indicaciones en cabina eran de tren abajo y bloqueado lo que fue interpretado como condición segura para realizar el aterrizaje.

Solamente cuando ya el avión se encontraba rodando sobre la pista tras la toma de contacto identificaron la existencia de algún problema al notar la desviación lateral del avión y el posterior hundimiento del plano izquierdo. Estos dos efectos comenzaron cuando el avión redujo su velocidad y la consecuente pérdida de sustentación aerodinámica se tradujo en un aumento de carga sobre el tren. La pata izquierda que carecía de la retención del amortiguador, cedió al peso hasta que la punta del ala tocó el terreno.

Ya con el avión parado la tripulación comunicó erróneamente que el tren izquierdo se encontraba retraído. El tren no se había retraído en ningún momento después del despegue.

2.2. Fallo en el amortiguador del tren principal

En los vuelos anteriores al del evento no había aparecido ninguna indicación de fallo o indicio de anomalías en el tren de aterrizaje. El fallo se produjo repentinamente cuando el amortiguador de la pata izquierda se abrió al irse al aire la aeronave tras el despegue y desaparecer las fuerzas de compresión sobre tren.

El fallo interno en el amortiguador fue originado por el aflojamiento completo de la tuerca de cierre del cilindro superior ó pistón y de fijación del conjunto de estanqueidad. Ni la tuerca ni el resto de los elementos del amortiguador presentaban daños ni deformaciones que hagan sospechar que el fallo se produjera como consecuencia de condiciones especiales diferentes a las normales de trabajo.

La arandela que tiene por misión la fijación de la unión roscada está diseñada para un doble frenado. Por una parte, mediante una lengüeta doblada a 90° en su interior frena el giro sobre el pistón al introducirse en una chaveta practicada en el pistón y por otro lado, mediante una deformación en su diámetro exterior, producida «ad hoc» una vez apretada la tuerca, para introducir esta zona deformada sobre una de las almenas de la tuerca. Se pudo comprobar que la arandela del incidente contaba con la lengüeta y había sido deformada aparentemente de acuerdo con los procedimientos del mantenimiento.

Tras el examen de las marcas de rozamiento de la arandela se concluyó que la arandela mantuvo el frenado sobre el pistón pero perdió el frenado sobre la tuerca, de modo que ésta inició el giro paulatino durante un número de ciclos indeterminado hasta producirse su caída o suelta total.

2.3. Conclusiones

El incidente se produjo como consecuencia de la separación de los dos cilindros que componen el amortiguador de la pata izquierda del tren principal que produjo además, la falta de emisión del respondedor SSR.

Investigaciones sobre antecedentes de incidentes similares concluyeron que el origen probable de los mismos eran errores de mantenimiento. Por ello el fabricante de la aeronave, con el apoyo del fabricante del amortiguador modificó las instrucciones de Mantenimiento del componente (CMM), para disminuir el riesgo de prácticas deficientes en el mantenimiento que pudieran resultar en un fallo catastrófico del amortiguador.

El análisis de las circunstancias de este incidente no proporciona evidencias claras de que el origen del fallo sea debido a un mantenimiento deficiente fuera de las instrucciones de aeronavegabilidad o a una condición extrema originada por una operación anormal de la aeronave. Por ello se emite una recomendación de seguridad con el objetivo de reducir el riesgo de fallo en el sistema de fijación y cierre del pistón.

3. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 48/11. Se recomienda al fabricante del amortiguador P/N 15330001A Messier-Dowty que revise el sistema de frenado de la tuerca de fijación del conjunto de estanqueidad del pistón (P/N 15381), bien mediante una modificación del diseño o bien mediante una modificación de las instrucciones de aeronavegabilidad continuada, con el objetivo de asegurar que el sistema mantenga su funcionalidad durante toda la vida útil del amortiguador.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 22 de enero de 2009; 11:54 h local¹
Lugar	Aeropuerto de Sabadell (Barcelona)

AERONAVE

Matrícula	EC-DMR
Tipo y modelo	CESSNA F-172-RG
Explotador	Top Fly

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-F1A6
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	31 años
Licencia	Piloto comercial de avión, CPL(A)
Total horas de vuelo	3.300 h
Horas de vuelo en el tipo	900 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	26 de septiembre de 2011
---------------------	---------------------------------

¹ La referencia horaria es la hora local. La hora UTC se halla restando una unidad.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave despegó del aeropuerto de Sabadell a las 8:50 para realizar un vuelo de instrucción IFR (Reglas de vuelo instrumental - Instrumental Flying Rules), llevando a bordo al instructor y a un alumno.

Realizaron una aproximación ILS al aeropuerto de Reus, que transcurrió con normalidad. A su regreso al aeropuerto de Sabadell realizaron el circuito de aeródromo a la derecha de la pista 31. Cuando la tripulación realizó el procedimiento de extensión del tren observaron que la luz de aviso correspondiente estaba apagada, y a continuación comprobaron visualmente que la pata derecha del tren principal no estaba completamente extendida, por lo que contactaron con la torre de control a las 10:22 para comunicarles la situación después de aplicar el procedimiento normal y el de emergencia.

A continuación realizaron una pasada baja autorizada por la torre, durante la cual el controlador les confirmó que el tren de aterrizaje no estaba simétrico.

Finalmente, y después de estar otra hora más en vuelo alejados del aeropuerto, intentando varias veces más la extensión del tren y repasando el procedimiento de emergencia en el aterrizaje, decidieron regresar al aeropuerto.

Realizaron una segunda pasada baja para que confirmaran de nuevo la posición del tren, y finalmente aterrizaron con el instructor a los mandos, desconectando el motor y el sistema eléctrico una vez que la toma estuvo asegurada.



Figura 1. Fotografía de la aeronave

Durante la carrera en la pista el instructor mantuvo el peso del avión sobre la rueda izquierda y cuando el avión estaba prácticamente detenido, el plano derecho descendió y apoyó la punta en el terreno, realizando un giro de 180°.

Desde la torre de control se alertó a los bomberos del aeropuerto, los cuales intervinieron después del aterrizaje extendiendo espuma en la pista. Los ocupantes resultaron ilesos y abandonaron la aeronave por sus propios medios.

El avión sufrió daños en la punta del plano derecho y en el estabilizador horizontal, que también quedó apoyado en el suelo. También sufrió daños de importancia en la pata derecha del tren principal y en la pata de morro.

En la inspección posterior al accidente se encontró que el actuador del tren de la pata derecha no hacía correctamente su función para la extensión de la rueda porque presentaba una rotura, como se puede ver en la figura 2.



Figura 2. Actuador roto

1.2. Información personal

El instructor, que iba sentado a la derecha, tenía licencia de piloto comercial de avión CPL(A) en vigor desde el año 2001, con habilitaciones para avión multimotor (MEP) y vuelo instrumental IR(A). También tenía las habilitaciones de instructor de vuelo FI(A)² y de instructor de clase CRI(A)³. También tenía el reconocimiento médico en vigor. Su experiencia era de 3.300 h, de las cuales 900 h las había realizado en el tipo.

El alumno piloto tenía autorización de alumno piloto SP(A) y estaba recibiendo instrucción para obtener la licencia CPL(A) con habilitación IR(A).

² FI(A) Habilitación de instructor de vuelo para licencias PPL(A) en aviones monomotor.

³ CRI(A) Habilitación de instructor de clase para aviones multimotor de un solo piloto.

1.3.- Información sobre la aeronave

1.3.1. Información general

El avión CESSNA 172 RG fue fabricado en 1980 con número de serie 172RG0547. Tenía el certificado de aeronavegabilidad en vigor y en el momento del incidente tenía registradas 6.619:45 h de vuelo. Su uso principal era el de avión de escuela desde el año 2002. Había pasado las revisiones de mantenimiento en las fechas siguientes:

Tipo de revisión	Horas del avión	Fecha
50 h	6.007 h	18-01-2008
100 h	6.053 h	06-02-2008
50 h	6.106 h	11-03-2008
200 h	6.151 h	28-03-2008
50 h	6.196 h	09-04-2008
100 h	6.240 h	25-04-2008
200 h	6.291 h	23-05-2008
50 h	6.338 h	27-06-2008
100 h	6.384 h	15-07-2008
50 h	6.431 h	20-08-2008
200 h	6.478 h	29-09-2008
50 h	6.530 h	25-11-2008
100 h	6.580 h	31-12-2008

Según consta en la documentación analizada referente al mantenimiento de la aeronave, en la revisión de 50 horas del 9 de abril de 2008 se inspeccionó el tren de aterrizaje principal cuando el avión contaba con 6.196 h, de acuerdo con el boletín de servicio de CESSNA 01-2-RG MLGA Rev. 2, de 4 de junio de 2007.

El motivo por el que se elaboró este boletín fue la necesidad de inspeccionar los actuadores del tren principal ante la posible aparición de grietas por fatiga en el borde de las paredes laterales interiores del anillo del actuador. En él se especifica, que en el caso de que se observen grietas en el actuador o en el cuerpo del actuador se deberán reemplazar estas piezas.

El boletín concreta que en aquellos actuadores cuyos números de pieza (part number) relaciona (entre los que está incluido el del accidente 9882015-2), si no se encuentran grietas, deberían ser modificados y posteriormente inspeccionados de acuerdo a las instrucciones que se detallan en el mismo boletín.

La modificación consiste en pulir el borde de la intersección del agujero del anillo actuador del tren principal (de 2,28" de diámetro) usando una lija de grano fino procurando un alisado continuo partiendo desde el borde del agujero ovalado de 1" de diámetro, de modo que no tenga bordes afilados o marcas de herramientas que se puedan notar con la punta del dedo (véase figura 3).

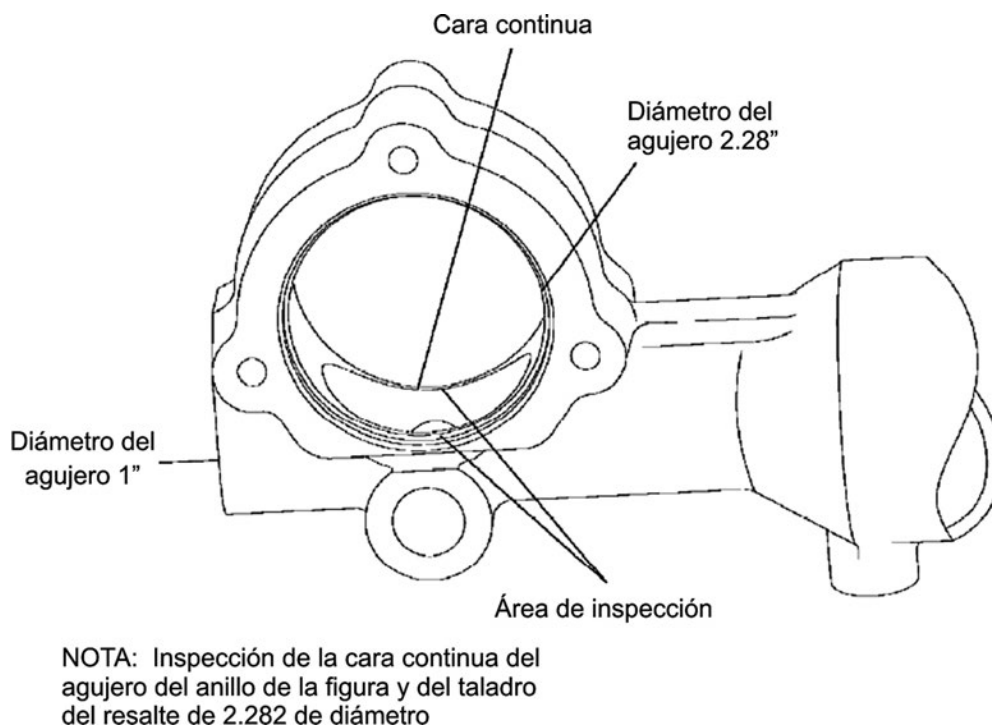


Figura 3. Inspección del anillo del actuador

El boletín es de cumplimiento obligatorio y se deberá llevar a cabo de la siguiente manera:

- La inspección inicial y las revisiones para los actuadores con más de 3.000 h de tiempo total en servicio se realizan durante el siguiente mantenimiento programado del fuselaje sin superar las 100 h de funcionamiento.
- Las inspecciones posteriores se realizarán cada 500 h a partir de entonces.

Los que corresponden a otros números de parte que también se citan, no requieren ser modificados pero requieren una inspección posterior.

El boletín añade que el incumplimiento de este boletín podría causar daños en el actuador del tren de aterrizaje principal.

También detalla las zonas a inspeccionar, que no coinciden exactamente con las zonas por donde se rompió el anillo del actuador del incidente, y también la manera de llevar a cabo la inspección (con líquidos penetrantes).

1.3.2. Información sobre el tren de aterrizaje principal

El funcionamiento del tren de aterrizaje es posible gracias a un sistema hidráulico que interactúa con un sistema eléctrico que sirve para su control y también para indicar cuál es la posición del tren en cada momento. Tanto la retracción como la extensión se llevan a cabo mediante actuadores situados en cada una de las tres patas del tren.

Las patas (riostras) del tren principal van unidas a una pieza rígida (pivote) que al girar permite su extensión o su plegado. Esta pieza está unida a la vez al actuador de cada pata mediante una sector circular dentado que va alojado en el anillo del actuador (la pieza que se rompió).

Un pistón dentado que se mueve a lo largo del interior del actuador, engrana con el sector circular dentado y permite el movimiento del pivote y en consecuencia el de la pata del tren. Véanse figuras 4 y 5.

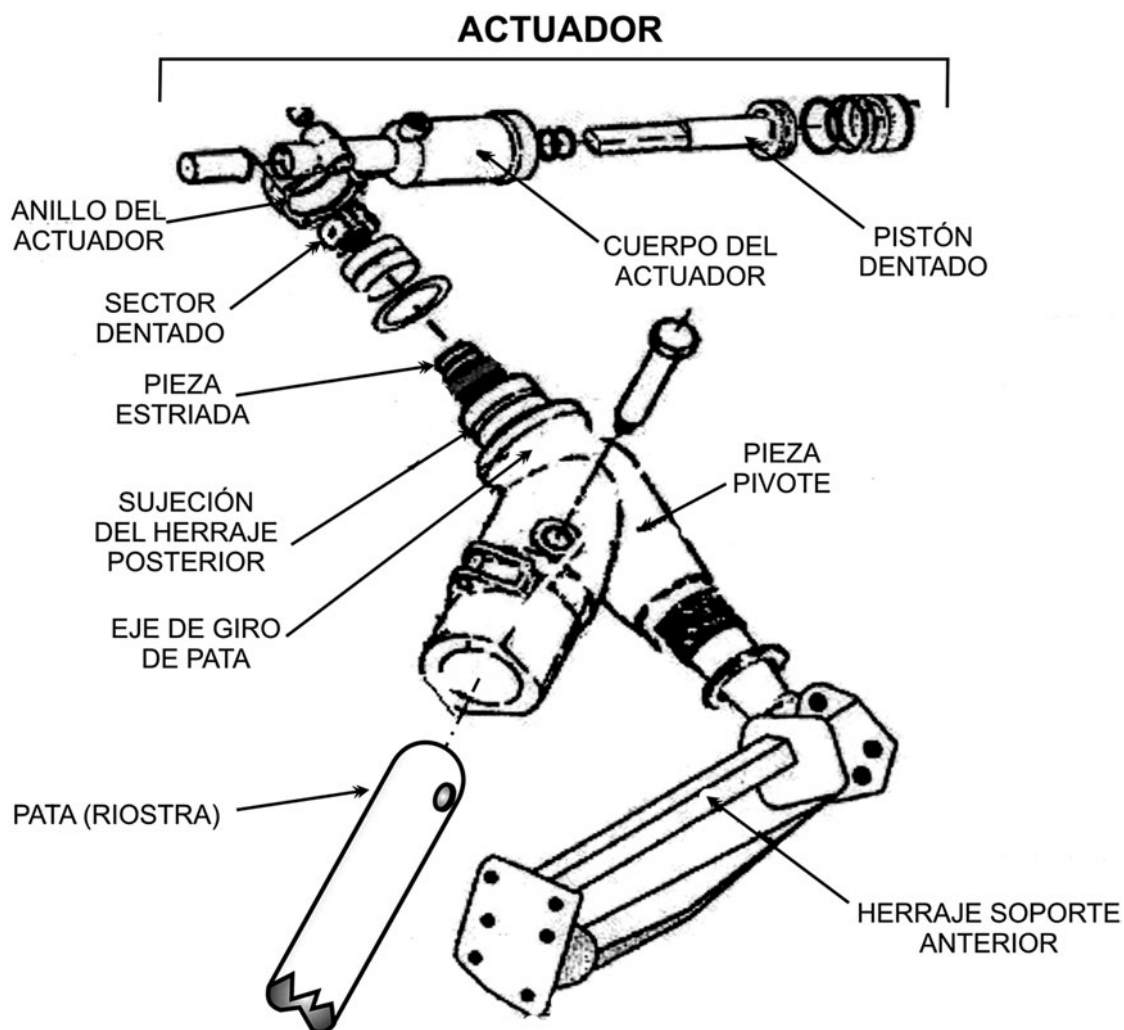


Figura 4. Actuador y pivote de la pata

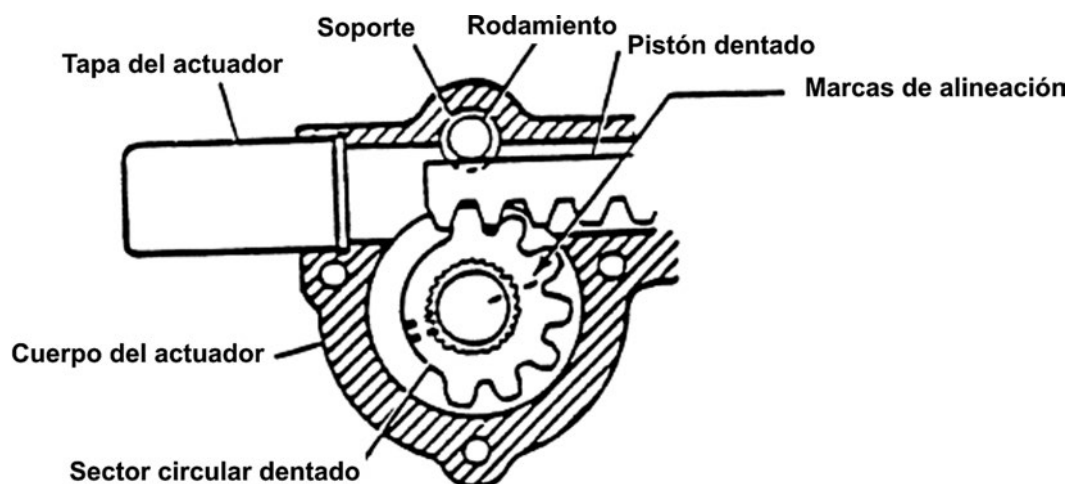


Figura 5. Esquema del engranaje del actuador

En la figura 5 se puede ver un detalle del engranaje entre el pistón dentado y el sector circular dentado.

Cuando el tren está abajo y bloqueado se encienden en el panel de instrumentos una luz verde. Cuando el tren está en tránsito se enciende una luz ámbar.

1.3.3. *Mantenimiento de la zona de rotura*

De acuerdo con lo expresado en el manual de mantenimiento del avión 172 RG, para el mantenimiento del tren de aterrizaje, se debe desmontar desconectándolo del sistema hidráulico y a continuación desensamblar sus elementos. La inspección de sus partes debe hacerse de la siguiente manera:

- Limpiar meticulosamente con disolvente todas las partes.
- Inspeccionar si las superficies están limpias, tienen grietas o están desgastadas.
- Inspeccionar la cubierta, accesorios giratorios, pistón, rodillo y el cuerpo del actuador para comprobar si hay grietas, astillas, arañazos, marcas, desgaste o irregularidades en la superficie que pudieran afectar al normal funcionamiento del actuador.
- Inspeccionar rodamientos, para ver si se mueven libremente, o si tienen arañazos o marcas.
- Inspeccionar el engranaje interior del anillo del actuador.

Los elementos que se encuentren dañados deberán ser reemplazados.

1.3.4. *Aterrizaje de emergencia con potencia en el motor*

El manual de operación del piloto («Pilot operating handbook») no describe como emergencia concreta el fallo en el tren de aterrizaje, pero sí considera de modo más general el aterrizaje de emergencia, distinguiendo si se realiza con potencia de motor o no.

En el caso de que el motor tenga potencia, los ítems que se deben de realizar son los siguientes:

- Asientos de los pasajeros en posición alta.
- Asientos y cinturones seguros.
- Velocidad indicada: 60 kt.
- Flaps deflectados 20°.
- Selección del campo para un aterrizaje pleno.
- Elementos eléctricos desconectados.
- Flaps defelctados 30° en la toma final.
- Puertas no bloqueadas.
- Toma de tierra con la cola ligeramente hacia abajo.
- Ignición cortada.
- Mezcla cortada.
- Aplicar frenos suavemente.

1.4. Ensayos e investigaciones

El actuador de la pata se envió al laboratorio para su estudio.

Se localizaron tres grietas en la parte anular, situadas a la altura de los dos orificios localizados en la unión del anillo con el cuerpo tubular del actuador.

Las grietas A1 y A2 (véase figura 5) estaban localizadas en el extremo del conjunto y atravesaban totalmente las paredes del orificio superior.

La grieta B solamente atravesaba una de las paredes del orificio inferior. Junto a esta grieta también se detectó la presencia de otra pequeña grieta de muy pequeño recorrido en la pared exterior del anillo, que no era pasante en todo el espesor.

El estudio se desarrolló en tres etapas. Primero, una observación visual con ayuda de medios de amplificación de hasta 30 aumentos, a continuación una caracterización del material que incluyó tanto análisis químicos y microestructurales como ensayos mecánicos, y por último un análisis fractográfico con la realización de observaciones macrofactrográfica y microfactrográfica.

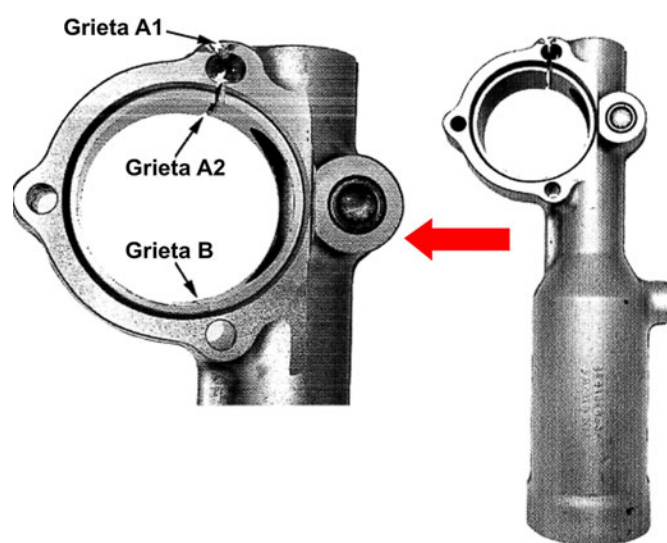


Figura 6. Grietas en el actuador

Las conclusiones fueron las siguientes:

- El material con el que estaba fabricada la pieza no presentaba defectos significativos que justificasen una menor resistencia del material del actuador en las condiciones en las que ocurrió la rotura.
- La rotura se produjo por el mecanismo de coalescencia de microvacíos, característico en roturas por sobrecarga estática, como consecuencia de la acción de una carga de tracción que originó unos esfuerzos locales en la dirección circunferencial de la zona anular del actuador.

En las figuras 6, 7 y 8, se pueden ver todas las grietas en detalle.

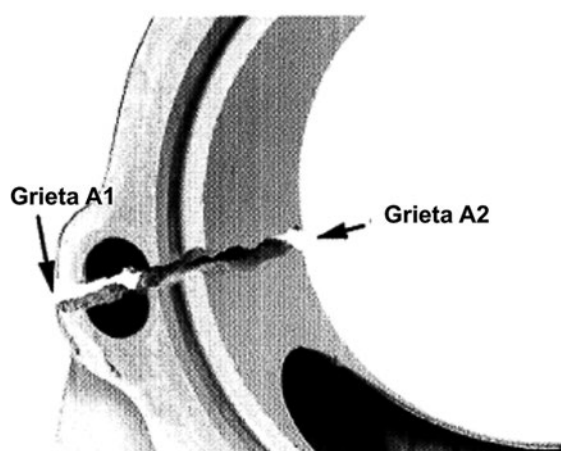


Figura 7. Detalle de las grietas A1 y A2

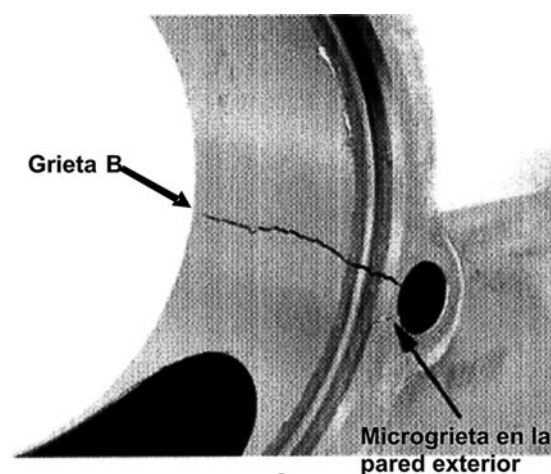


Figura 8. Detalle de la grieta B

1.5. Antecedentes registrados en el NTSB sobre roturas de la pieza en otros aviones similares

El NTSB informó de los siguientes antecedentes sobre roturas de esa pieza en otros aviones similares al del incidente, los cuales se resumen en la tabla siguiente:

Matrícula	Fecha	Lugar	Causa
N-9451D	12-11-1997	San Diego	Sobrecarga del actuador.
N-9506D	15-02-1999	Lawrenceville	Fatiga del actuador.
N-6231V	21-08-1999	Miami	Sobrecarga del actuador.
N-6525R	26-09-2002	Billings	Fatiga del actuador.
N-6543V	12-10-2003	Camarillo	Sobrecarga del actuador. Incumplimiento de boletín.
N948SM	15-09-2004	Montgomery	Separación del conducto de líquido hidráulico.
N-6140R	31-10-2004	Kingman	Fallo en el sistema de extensión.

Matrícula	Fecha	Lugar	Causa
N-522GC	10-06-2007	Lantana	Separación del conducto de líquido hidráulico.
N-9395B	08-02-2007	Daytona Beach	Sobrecarga del actuador.
N-6562V	07-02-2008	Cahmblee	Rotura del anillo del actuador.
N-6272R	10-01-2009	Carson City	Sobrecarga del actuador.

2. ANÁLISIS

Según se pudo constatar durante la investigación, el instructor tenía una amplia experiencia, que hizo posible que detectara el fallo del tren con rapidez y que tomase las medidas previstas en el manual de vuelo para un aterrizaje de emergencia con potencia en el motor, consiguiendo que el aterrizaje se hiciera con garantías suficientes, sin daños a las personas y con escasos daños a la aeronave.

Los intentos por desplegar el tren una vez que se detectó el fallo se realizaron también con las oportunas medidas de seguridad. Los servicios de control contribuyeron en gran medida a facilitar la labor a la tripulación proporcionando en todo momento un apoyo eficiente en un entorno de seguridad.

Respecto a la rotura del actuador de la pata, hay que considerar que la aeronave estaba dedicada a la formación de pilotos desde el año 2002. Este uso posibilitó que con alguna frecuencia se hubieran producido tomas duras que ocasionaron cargas estáticas elevadas. Hay que tener en cuenta también que durante la formación de los pilotos son preceptivos los vuelos sin instructor y ello hace que aumente la probabilidad de que se produzcan aterrizajes menos suaves de lo deseable.

Probablemente en alguna o en varias ocasiones se sobrepasó la carga estática máxima que podía soportar el actuador de la pata derecha y se produjeron esfuerzos que dieron lugar a la aparición de las grietas que se detectaron durante la investigación, las cuales debilitaron la zona, que era estructuralmente menos consistente, ocasionado el colapso del actuador.

3. CONCLUSIONES

El accidente tuvo como causa la rotura del actuador de la pata derecha del tren principal como consecuencia de una fractura por sobrecarga estática debido a esfuerzos de carácter local aparecidos en la zona anular del actuador.

4. RECOMENDACIONES

Ninguna.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	3 de julio de 2009; 15:20 h local ¹
Lugar	Aeropuerto de Menorca (Illes Balears)

AERONAVE

Matrícula	N-999LT
Tipo y modelo	BEECHCRAFT 95-B55 MSN TC-2191
Explotador	Propietario privado

Motores

Tipo y modelo	CONTINENTAL IO 470-SER
Número	2

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	50 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	705:33 h
Horas de vuelo en el tipo	301:36 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 – Vuelo privado
Fase del vuelo	Despegue y ascenso inicial

INFORME

Fecha de aprobación	26 de septiembre de 2011
---------------------	--------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Antecedentes del vuelo

El piloto y su acompañante despegaron del aeródromo de San Luis (Isla de Menorca) a las 13:30 h para un vuelo de placer con destino previsto en el Aeródromo de Son Bonet (Isla de Mallorca).

Tras elevar la palanca de retracción de tren de aterrizaje, permaneció encendida una luz ámbar de tren inseguro. Con la intención de averiguar el motivo de esta indicación, intentaron extender de nuevo el tren de aterrizaje pero obtuvieron la indicación de tren abajo y bloqueado (luz verde), únicamente para las patas de morro y derecha.

Ante esta situación, modificaron el plan de vuelo y se dirigieron al aeropuerto de Mahón, para intentar confirmar el estado del tren de aterrizaje con la ayuda del control de torre. La torre corroboró la posición de tren indicada en cabina confirmando que la pata izquierda no estaba extendida.

A continuación la aeronave se dirigió al aeródromo de San Luis. Sobrevoló el campo mientras recibía apoyo de los mecánicos del aeroclub para intentar solventar la anomalía y extender la pata izquierda. Se retrajo nuevamente el tren para intentar extenderlo de forma manual según el procedimiento de emergencia, sin éxito.

El avión continuó el vuelo sobre el aeródromo de San Luis durante más de una hora para consumir el combustible antes de realizar un aterrizaje de emergencia.

En comunicación constante durante el vuelo con la torre de Mahón, el piloto declaró emergencia a las 15:05 h y cuando estimó que la cantidad de combustible remanente era apropiada, decidieron aterrizar. A las 15:25 h la aeronave aterrizó en la pista 19R.



Figura 1. Imagen de la aeronave tras el accidente

La aeronave se mantuvo, en un principio, en el eje de pista hasta que, al perder velocidad, su plano izquierdo descendió, se apoyó sobre el asfalto y la aeronave comenzó a desviarse hacia la izquierda. Finalmente se salió de la pista completando un giro de 180° antes de detenerse completamente.

El avión quedó parado en el margen izquierdo de la pista 19R, entre las calles de rodaje

T, E y F, a 55 m de distancia al eje de pista. Sufrió daños en la punta del plano, flap y alerón del lado izquierdo así como en la hélice del motor del mismo lado y en el tren de aterrizaje.

1.2. Información de la aeronave

1.2.1. Descripción del tren de aterrizaje de la aeronave

El movimiento del tren lo genera un motor eléctrico. Un sistema de barras comunica el movimiento de retracción y extensión de las patas de morro y principales. Cada pata del tren principal tiene un sistema de bloqueo mecánico (de tren arriba y tren abajo) y dos compuertas. La compuerta exterior está unida a la propia pata, y por lo tanto se mueve solidaria con ésta. La compuerta interior tiene un movimiento independiente abriéndose y cerrándose en cada ciclo de actuación del tren (es decir, está cerrada tanto con el tren arriba como con el tren abajo).

La figura 2 proporciona una representación de los elementos que conforman el mecanismo con indicación de los elementos dañados en el accidente. Por su parte la Figura 3 proporciona un esquema de las diferentes posiciones en las que se puede encontrar el mecanismo del tren principal.

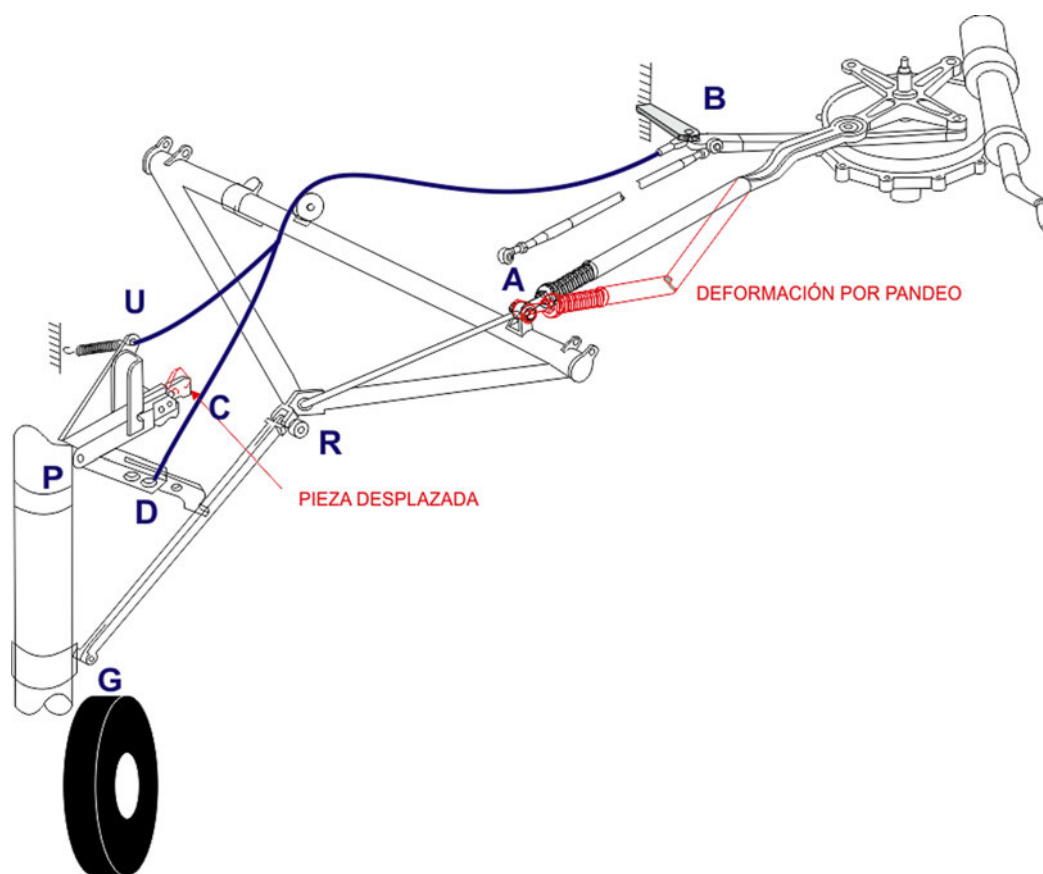


Figura 2. Elementos del sistema de accionamiento del tren de aterrizaje principal

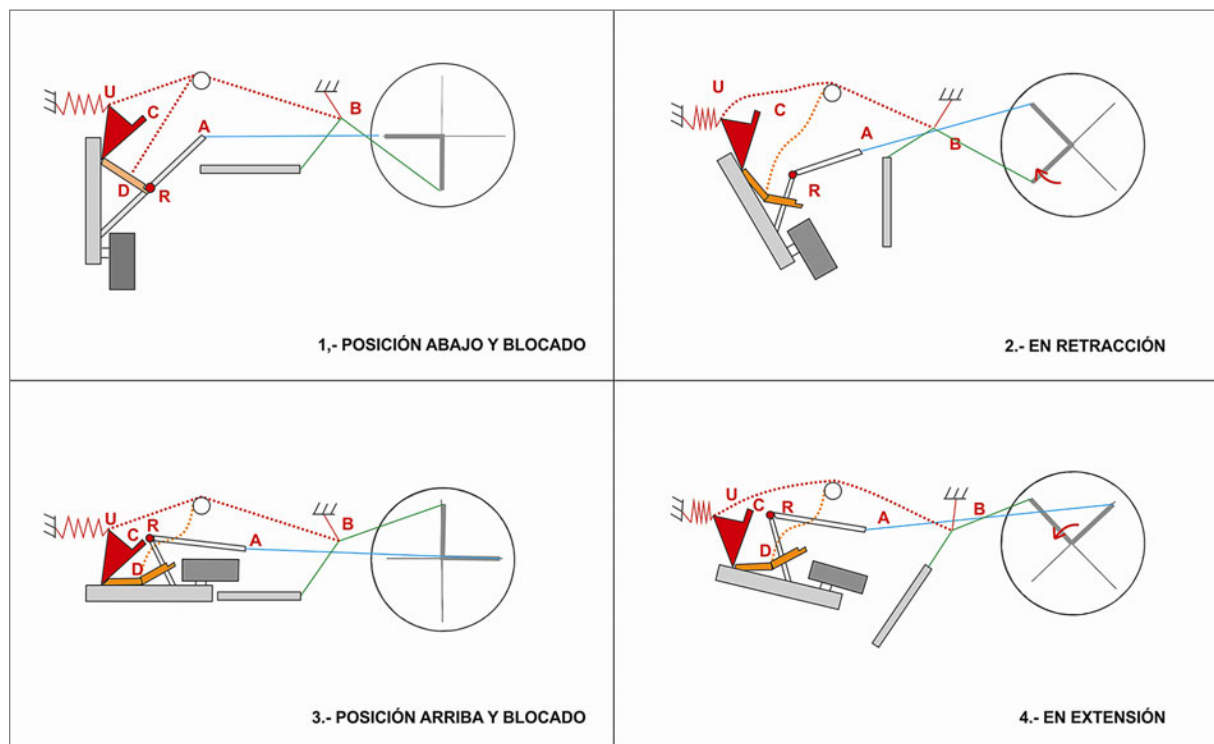


Figura 3. Esquema de funcionamiento del tren principal, lado izquierdo

1. Cuando desde cabina se activa la palanca de tren abajo, se pone en funcionamiento el motor eléctrico que está situado entre los asientos del piloto y copiloto.
2. El motor mueve un eje al que está unido, por un lado, el brazo principal de la caja de retracción (cruceta) que mueve el tren principal y por otro lado el brazo de arrastre que mueve el tren de morro. La cruceta tiene un rango de movimiento de aproximadamente 180°. Cada uno de los topes de su movimiento corresponde a la posición de tren arriba o tren abajo respectivamente.
3. En caso de emergencia es posible mover el eje, y por lo tanto el tren, mediante una manivela. Únicamente es posible su utilización para la extensión del tren, pero no para la retracción de éste.
4. La indicación en cabina de la posición del tren se activa mediante el contacto de una lengüeta (para tren abajo) y un tornillo (para tren arriba) unidos a la cruceta con un dispositivo (switch) asociado a la estructura del actuador. Cuando la cruceta llega hasta el final de su recorrido, se cierra el circuito eléctrico correspondiente y se enciende la luz de tren arriba o tren abajo.
5. De la cruceta salen cuatro barras: dos asociadas con el tren derecho y dos con el izquierdo:
 - La barra de arrastre se encarga de extender y retraer el tren (de color azul en la Fig. 3).
 - La barra de bloqueo (de color verde en la Fig. 3) encargada de asegurar el bloqueo. Se une a una pieza que tiene un movimiento giratorio de unos 60°

(*punto B*) y de la que, a su vez, salen por un lado un cable de bloqueo y por otro una varilla que se encarga del movimiento de la compuerta interior. En cada ciclo de tren, el cable y la varilla pasan por dos fases: tensión-distensión-tensión (en el caso del cable) y posición dentro-fuera-dentro (en el caso de la varilla de la compuerta).

6. El sistema de bloqueo de tren abajo consiste en un brazo formado por dos piezas articuladas en el *punto D*. Uno de los extremos del brazo está unido a la parte superior de la propia pata (*punto P*) y el otro extremo del brazo, que tiene forma de «L», es el que realiza el bloqueo del tren encajándose en el *punto R* de la estructura de retracción. Para que se produzca el bloqueo, el brazo debe estar completamente extendido, lo que se consigue cuando el cable unido a la articulación de las dos piezas está en tensión.
7. El sistema de bloqueo de tren arriba está compuesto por una pieza en forma de escuadra unida a la pata en el *punto P*. Esta escuadra está unida a la propia estructura de la aeronave mediante un muelle en el *punto U* del que también sale un cable unido a la barra de bloqueo. Muelle y cable trabajan de forma complementaria, es decir, cuando el cable está en tensión el muelle está estirado y la escuadra se encuentra más cerca del fuselaje y cuando desaparece la tensión del cable, es el muelle el que también se destensa y lleva a la escuadra a su posición más alejada del fuselaje. Cuando el tren está bloqueado, el rodillo situado en el *punto R* se encuentra por encima del *punto C*, siendo esta posición (alcanzada por la tensión mantenida del cable) de la escuadra la que impide que el tren descienda. En el proceso de desbloqueo, la tensión del cable disminuye paulatinamente permitiendo que el muelle se destense, desplace la escuadra y el tren empiece a bajar. En estos primeros movimientos, el rodillo contacta con la escuadra en el *punto C* siendo el movimiento giratorio del rodillo el que permite que el tren siga bajando.

1.2.2. *Historial de mantenimiento de la aeronave*

La aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad emitido por la autoridad americana (FAA) en julio del 2000 y de duración ilimitada conforme a la normativa de aquel país.

La aeronave N-999LT había estado siempre estacionada en hangar por su propietario, excepto desde su llegada a las Illes Balears, aproximadamente dos años antes del evento. La aeronave tenía 902 h de vuelo totales a primeros de julio de 2009.

El programa de mantenimiento establece revisiones periódicas cada 50 horas y cada 100 horas o anualmente. Estas revisiones incluyen la revisión de los elementos del mecanismo del tren, la prueba de su extensión-retracción, bloqueo e indicaciones, y la extensión del mismo en emergencia.



Figura 4. Mecanismo de bloqueo

de aterrizaje. Se hicieron cinco ciclos para detectar defectos de operación del tren, con resultado satisfactorio.

No se pudo demostrar que se hubieran realizado todas las revisiones requeridas por calendario (anuales) entre los años 2001 y 2007 en los que la aeronave prácticamente no voló. La última que se debería haber efectuado en abril de 2009 tampoco se hizo.

El escaso uso que se había dado a la aeronave, (solo 49 horas de vuelo en los 15 meses anteriores) resultó en un mantenimiento deficiente al no tener en cuenta la necesidad de realizar tareas por calendario y no únicamente por horas de vuelo.

Entre los registros de mantenimiento de la aeronave figura una revisión anual efectuada en el año 2000 cuando la aeronave tenía 838 h de vuelo. Dentro de las tareas realizadas en dicha revisión figura «un cambio del tubo empujador y tirador, reemplazamiento de los muelles y el cable, así como ajuste del bloqueo de tren en sus dos extremos». Esta tarea fue hecha 9 años antes, pero sólo 67 horas de vuelo antes en la utilización del avión.

El 15 de abril de 2008, cuando la aeronave contaba con 2.191 ciclos y 857,2 h de vuelo desde nueva, le efectuó la última inspección anual a la estructura y motores. Entre las tareas realizadas relativas al tren de aterrizaje, se examinaron y corrigieron, los cojinetes de las ruedas y la lubricación del tren

1.3. Investigación

La pata izquierda del tren de aterrizaje se encontró bloqueada en una posición cercana a su posición final de tren arriba. Para soltarla fue necesario cortar el cable de bloqueo, unido a la palanca de compuerta y hacer una cierta fuerza de palanca sobre el

mecanismo para su extensión. La compuerta estaba deformada por interferencia con la rueda y ayudaba a bloquear su extensión.

El tubo empujador-tirador («push-pull tube») estaba deformado aparentemente por una sobrecarga a compresión que dio lugar al pandeo del elemento (figura 2). El resto de los elementos del mecanismo del tren de aterrizaje en su pata izquierda, el motor y su varillaje no presentaban daños.

La investigación sobre el mecanismo del tren de aterrizaje mostró una pieza deformada y descolocada en la escuadra de bloqueo de la pata izquierda. El muelle de recuperación del balancín de bloqueo estaba degradado, siendo incapaz de retraerse lo suficiente en condición de reposo.

Había otros síntomas de degradación en el mecanismo, como suciedad generalizada y corrosión, unido a la presencia de grasa solidificada en las articulaciones, que indicaban por un lado un uso escaso del avión y por otro un mantenimiento defectuoso.

El propietario indicó que se había engrasado el tren de aterrizaje con grasa Aeroshell 33 MS reforzada con bisulfito de molibdeno, que mejora la resistencia al desgaste y las propiedades anticorrosivas con un añadido de propiedades de extrema presión por la adición de lubricante sólido.

1.4. Antecedentes

Con fecha 18 de septiembre de 2005 se produjo un incidente con una aeronave del mismo tipo en el aeropuerto de Tenerife Norte y que presentaba unas características similares a las del evento que nos ocupa, donde la investigación en sus conclusiones indicó que fue producido por la falta de giro del rodillo de la estructura de retracción y favorecido, probablemente, por una menor tensión del muelle así como por el incremento de resistencias de todo el conjunto debido a la corrosión (ref CIAIAC: IN-57/2005 de fecha 18/09/2005, Beechcraft 95-B55 EC-HZB).

2. ANÁLISIS

2.1. Análisis del modo de fallo en el tren de aterrizaje

Las deformaciones y daños encontrados son compatibles con un fallo por interferencia entre el rodillo R (o elementos del mecanismo muy próximos) y la escuadra C (donde se encontró una pieza deformada y removida) en una posición muy próxima a la retracción completa de tren arriba.

La obstrucción del mecanismo del tren izquierdo fue debido, muy probablemente al desajuste de los muelles tensores (U y otros no dibujados en el esquema, instalados

entre las piezas de bloqueo C y D) que no soltaron la pieza de bloqueo C, la cual interfirió con el mecanismo antes de su posición final, donde la pieza R apoya en la C en su posición de bloqueo arriba. El desajuste de los muelles y del mecanismo de la pata izquierda en su conjunto fue debido al desgaste de estos elementos y/o falta de lubricación en los puntos de articulación.

Tras el despegue, la pata izquierda subió normalmente hasta interferir una parte del mecanismo con la pieza encontrada descolocada, que sirve de asiento a la posición de bloqueo de tren arriba, y que en este caso impidió el bloqueo de tren arriba y el consecuente apagado de las luces indicadoras de tren de aterrizaje en tránsito (color ámbar). En el intento posterior de extensión, donde el tubo empujador-tirador trabaja a compresión, se produjo muy probablemente la deformación de este tubo al no poder moverse libremente la pata por encontrarse trabada en la pieza de bloqueo previamente deformada. A partir de este momento la pata izquierda no pudo ser desencajada de su posición trabada, ni por el motor eléctrico ni por el sistema alternativo manual de extensión del tren de aterrizaje, que utiliza el mismo varillaje del mecanismo del tren.

2.2. Análisis de los posibles factores involucrados

El registro de vuelo de la aeronave muestra el escaso uso del avión, sólo volado por el propietario. Se anotaron 67 horas de vuelo desde el año 2000 y de éstas las últimas 45 horas desde abril de 2008. La inactividad prolongada puede producir una degradación en el funcionamiento de mecanismos articulados.

Si bien el programa de mantenimiento establece intervalos de mantenimiento programado tanto por horas de vuelo como por tiempo transcurrido (calendario), la última revisión de 50/100 h o anual se había sobrepasado por calendario y llevaba un retraso de tres meses.

En la última revisión realizada in situ en el año 2008 se repitieron varios ciclos de tren de aterrizaje, lo que induce a suponer que su funcionamiento presentaba alguna ligera anomalía o retraso. Aparentemente se optó por subsanar el problema con lubricación adicional sin llevar a cabo una investigación exhaustiva de las causas.

El uso de una grasa especial, con bisulfito de molibdeno, para el engrase del tren refuerza la suposición enumerada en el párrafo anterior y hace suponer también que el propietario conocía el comportamiento deficiente o anómalo del tren.

Durante el examen del tren tras el suceso se comprobó que también en la pata derecha del tren de aterrizaje los muelles de recuperación del balancín de bloqueo funcionaban deficientemente. El fallo por tanto no es achacable a un defecto aislado sino que fue originado por un mantenimiento general deficiente.

3. CONCLUSIONES Y CAUSAS

El incidente se debió a la obstrucción de la pata izquierda del tren de aterrizaje por la interferencia del balancín de bloqueo con el mecanismo de retracción, que posteriormente dio lugar a la rotura por sobrecarga del tubo empujador-tirador e inutilizó la extensión del tren tanto en modo normal como en modo alternativo.

El estado del mecanismo del tren de aterrizaje de la aeronave era deficiente debido a un mantenimiento insuficiente, agravado por la escasa utilización del avión y su estacionamiento en un entorno de clima húmedo y salino sin protección.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	15 de julio de 2010; 09:45 h local¹
Lugar	Finca El Pericón en Vejer de la Frontera (Cádiz)

AERONAVE

Matrícula	EC-CUX
Tipo y modelo	PIPER PA-36-375 MSN 36-7560065
Explotador	Trabajos Aéreos Espejo, S.L.

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO 720-D1C
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	46 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	2.700 h
Horas de vuelo en el tipo	25 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Línea eléctrica de baja tensión

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Agrícola – Aplicaciones aéreas
Fase del vuelo	Maniobrando – Vuelo bajo

INFORME

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

¹ La referencia horaria es la hora local (LT) salvo indicación en contra.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Antecedentes del vuelo

El piloto realizaba un vuelo de aplicación de productos fitosanitarios a un cultivo de arroz en la finca «El Pericón» del término municipal de Vejer de la Frontera en la provincia de Cádiz.

Utilizaba una pista eventual ubicada a dos kilómetros de los campos a tratar. Aproximadamente las 09:45 h realizaba el octavo vuelo de aquella mañana.

Las condiciones meteorológicas eran de vuelo visual, con viento en calma y temperatura de 22 °C en ascenso.

De acuerdo con la descripción del piloto, cuando viraba a la izquierda para iniciar una nueva pasada de aplicación se produjo una pérdida de potencia brusca y repentina. Conectó la bomba eléctrica de combustible para recuperar el motor sin conseguirlo. A continuación lanzó la carga que aún llevaba a bordo (aproximadamente 600 kg) abriendo la compuerta de emergencia y eligió un camino cercano para la toma de emergencia.

La aeronave perdió altura y chocó contra los 3 cables de una línea eléctrica en su trayectoria hacia la zona elegida para el aterrizaje. Este golpe varió la inclinación de su trayectoria final provocando que la aeronave impactase contra el talud lateral del camino que el piloto pretendía usar para la toma.



Figura 1. Vista general de la zona de aterrizaje de emergencia y de la posición final de la aeronave

Desde el primer impacto con el terreno hasta su posición final, la aeronave recorrió unos 40 m en una dirección que formaba ángulo de unos 60° con respecto del eje del camino.

El piloto salió de la aeronave por sus propios medios, aunque sufrió magulladuras en el pecho y las extremidades inferiores. Tras el incidente fue llevado al hospital y en la exploración médica realizada se localizaron heridas leves en los pies.

La aeronave presentaba daños en el tren de aterrizaje principal (en especial la pata izquierda arrancada de su encastre y desplazada hacia atrás), en el equipo de aplicación agrícola instalado en la parte inferior del fuselaje, en la estructura soporte del motor, en el mamparo cortafuegos, en el flap del ala izquierda (deformado por la pata del tren de aterrizaje) y en las puntas de las palas de la hélice.

La línea eléctrica de baja tensión con la que colisionó la aeronave sufrió la rotura de los cables así como la deformación y derribo de una de sus torres metálicas. La descarga en emergencia del producto fitosanitario no produjo daños físicos aparentes.

1.2. Información personal

El piloto contaba con licencia de piloto comercial de avión, emitida en 1992 y renovada en marzo de 2010. Disponía de habilitaciones en vigor para Air Tractor SET (monomotor turbohélice), y para vuelo instrumental (IR), además de la calificación de piloto agroforestal (AGRO)² válida hasta de 2013.

Su experiencia de vuelo había sido mayoritariamente con la aeronave de tipo Piper PA-25 «Pawnee», con la que había volado unas 2.000 h, y en menor medida en otros modelos como el Grumman G-164. Su experiencia en el tipo de la aeronave accidentada (Piper PA-36), era de 25 horas de vuelo desarrolladas todas ellas en los veinte días previos al accidente.

Tanto el piloto como el mecánico auxiliar se habían incorporado recientemente a la compañía. Provenían de otra empresa que operaba fundamentalmente la aeronave Piper PA-25, más ligera, de menor complejidad técnica e inferiores actuaciones de vuelo.

El piloto había realizado un curso de adaptación a la compañía el 24 de junio de 2010 y recibió entrenamiento específico en el tipo de aeronave PA-36 «Brave» el mismo día. El 28 de junio fue sometido a una verificación de competencia en el mismo modelo de avión.

² Esta habilitación y las operaciones que engloba están tipificadas en el artículo 2 del Real Decreto 1684/2000.

El auxiliar mecánico de apoyo en tierra había participado en un cursillo de adaptación, de acuerdo con el testimonio del personal técnico del operador, aunque no había evidencia documental.

1.3. Información de la aeronave

La aeronave Piper PA-36-375 tiene un peso máximo al despegue de 2.177 kg. El peso en vacío del avión EC-CUX era de 1.262 kg, de acuerdo con su última pesada de agosto de 2009. El depósito de carga o tolva dispone de un volumen de 1.060 litros, equivalente a 998 kg del producto de tratamiento utilizado.

Dispone de dos tanques de combustible con una capacidad total 90 Gal de los cuales 5 Gal no son consumibles, por lo que su capacidad útiles de 85 Gal.

El consumo de combustible del motor varía entre 15 Gal/h con la mezcla de menor consumo hasta 22 Gal/h con la mezcla de máxima potencia.

La aeronave tiene instalados dispositivos cortacables en el frontal de la cabina, entre el techo de ésta y el empenaje vertical de cola y en ambas patas principales del tren de aterrizaje.

En la parte superior derecha de la visera de instrumentos lleva una placa informativa de la cantidad de combustible utilizable (85 galones), y un aviso de que el indicador de combustible es fiable sólo en vuelo nivelado y de que la lectura es superior a la real en la actitud del avión en tierra.

1.4. Examen de las huellas y de los restos de la aeronave

Examinado el tren de aterrizaje, se apreció un fogonazo producido por chispa eléctrica en el cortacables de la pata derecha. Uno de los cables eléctricos cortados quedó extendido hasta la posición final de la aeronave.

El rumbo de la aeronave antes del impacto con los cables era de aproximadamente 300° y quedó finalmente orientada en una dirección de 160°.

Se identificó un primer impacto contra al talud del camino y ya sobre éste, en la dirección de los restos principales, se identificaron marcas de las palas de la hélice que explican la deformación hacia atrás de sus extremos. Entre el primer impacto y los restos principales también se encontraron elementos del equipo de aplicaciones agrícolas.

Como consecuencia de los impactos y de los daños no se produjo deformación del habitáculo de la cabina de vuelo, ni fugas o derrame de combustible. El comportamiento de los elementos de seguridad pasivos del piloto fue correcto y presentaban un buen estado.

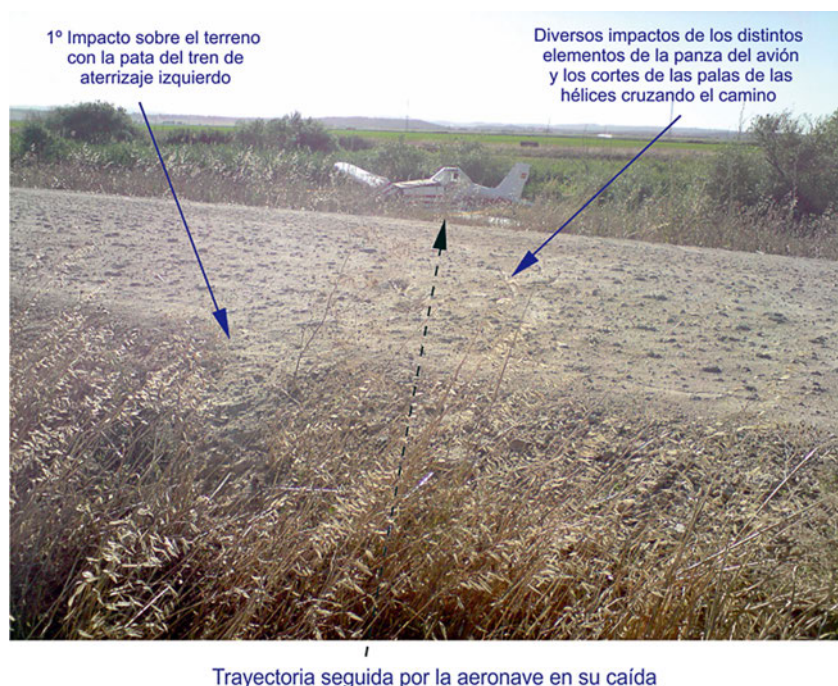


Figura 2. Huellas de impacto y recorrido en tierra

Se comprobó la continuidad de los mandos de control de las superficies aerodinámicas y su buen estado. En cabina se halló el interruptor - master apagado, ambas magnetos apagadas y el mando de mezcla de combustible cerrado. La válvula de corte de combustible estaba en posición abierta.

1.5. Investigación

En el depósito derecho no había una cantidad apreciable de combustible, solamente restos de su presencia, y en el izquierdo se recogieron 20 l en aparente buen estado.

Se examinaron todos los elementos del sistema de alimentación de combustible y no se encontraron obturaciones, ni fugas en sus conductos, ni tampoco fallos en ninguno de sus elementos. No había combustible, ni en el interior de la bomba mecánica de combustible, ni a lo largo de todos los conductos y elementos desde este punto hasta los inyectores de los cilindros del motor.

El examen del motor y sus mandos de control no reveló anomalías o disfunciones, a pesar del desprendimiento parcial de la bancada del motor ocasionado en el impacto contra el terreno.

Se comprobó el buen funcionamiento de la bomba eléctrica auxiliar de combustible.

Se desmontó el motor y sus accesorios de los restos de la aeronave y se instaló en un banco de pruebas, donde se realizó la prueba funcional del mismo con resultado

satisfactorio. Superó las pruebas de incremento y reducción de potencia en todos los regímenes de funcionamiento. Se cerró la alimentación de combustible comprobando que la parada se producía con un retraso de varios segundos, apareciendo de forma brusca y seca. Se repitió la prueba después de unas tres horas de reposo y enfriamiento y el comportamiento del motor fue el mismo. Se despiezó completamente el motor, se limpiaron y decaparon sus piezas y se inspeccionaron individualmente sin apreciar daños o desgastes anómalos.

1.6. Testimonios recogidos

La información obtenida a través de los testimonios del piloto y del mecánico auxiliar determinó que la aeronave había salido en el primer vuelo de la mañana con unos 20 Gal de combustible en cada uno de los depósitos de ala. Habían sido repostados el día anterior.

El repostaje de combustible se realizaba de forma más o menos regular cuando se consideraba necesario ya fuera utilizando un medidor de cantidad calibrado o por estimación del gasto.

El procedimiento habitual de trabajo consistía en rellenar con unos pequeños bidones de 25 l o petacas, utilizando dos de ellos por cada ala. Es decir cuando se repostaba, se reponían cantidades aproximadas de 100 l (26,5 Gal). No pudieron precisar si se había repostado la aeronave, cuando se había hecho, ni que cantidades, en su caso, a lo largo de la mañana.

Su estimación acerca del consumo del motor de la PA-36-375 era que «es un poco superior» al del motor de la PA-25.

Como procedimiento habitual, y en este caso así se hizo, no se rellena ningún documento o registro de control que incluya información acerca de la cantidad de combustible, gasto por vuelos o repostajes realizados.

Los vuelos de tratamiento duraban del orden de 10 minutos dependiendo de la longitud de las pasadas sobre la finca y de las maniobras que va exigiendo su perímetro para completar el tratamiento.

La pista agrícola utilizada tenía una ligera pendiente hacia la izquierda en el sentido de despegue que podría ayudar al trasvase involuntario entre los depósitos del lado derecho e izquierdo.

1.7. Información sobre organización y gestión

El manual de operaciones de la compañía contiene información relativa a la gestión de la cantidad de combustible. El capítulo 8.1.7. «Determinación de cantidad de

combustible, aceite y fluidos transportados» contiene el punto 8.1.7.1 que es aplicable solamente para «combustible en vuelos comerciales de transporte».

No dispone el operador de una guía o procedimiento escrito para la gestión y determinación del combustible a bordo en los vuelos diferentes de transporte aéreo comercial.

2. ANÁLISIS

2.1. Cantidad de combustible

El volumen de la tolva es tal que es posible alcanzar el peso máximo autorizado al despegue (MTOW) sin necesidad de utilizar toda su capacidad. Teniendo en cuenta además la cantidad de producto liberado en la emergencia (unos 600 kg) es razonable pensar que los 8 despegues se produjeron con pesos cercanos al MTOW. Los vuelos eran cortos y de maniobras pronunciadas. Todo ello hace suponer que el consumo medio del motor fuera cercano al máximo de 22 Gal/h. El tiempo de vuelo real del avión en la mañana del evento se acercaría a las dos horas (8 vuelos a una media de 10 minutos por vuelo), añadiendo el tiempo de funcionamiento del motor en tierra para la carga del producto fitosanitario.

Ni el piloto, ni el mecánico auxiliar pudieron confirmar que se realizase algún repostaje durante las siete paradas intermedias entre vuelos.

La práctica ausencia de combustible en los depósitos de la aeronave en el lugar del accidente es compatible con lo anteriormente expuesto y con la cantidad inicial de combustible a bordo (40 Gal).

Las pruebas de motor y su examen demostraron que no se produjo ninguna anomalía de funcionamiento de éste. El combustible hallado a bordo y el examen del circuito de éste al motor confirman que su parada fue debida a la ausencia de combustible para alimentarlo.

El piloto estaba operando la aeronave basándose en su experiencia de consumo con otra aeronave distinta (del orden de 3 Gal/h inferior). No había preparado un plan de vuelo operativo para estimar el consumo y las necesidades de repostaje y por tanto, estaba volando sin conocer de manera suficientemente precisa y segura la cantidad de combustible a bordo.

Existe a bordo un instrumento indicador de la cantidad de combustible en los depósitos, el aforador de combustible. De acuerdo con la inscripción de la placa ubicada en la visera del panel de instrumentos, no es preciso en la actitud del avión en tierra, indicando una mayor cantidad que la real.

Es posible que la pendiente de la pista utilizada para el tratamiento aéreo, hubiera provocado un cierto trasvase de combustible del depósito de plano derecho al izquierdo durante la noche, ya que los depósitos quedaron repostados en la tarde del día anterior, o durante los recorridos de despegue y aterrizaje e incluso en las recargas de producto fitosanitario. Por otro lado, los virajes para retomar los vuelos de las pasadas se llevaban a cabo primordialmente hacia la izquierda, lo que suele provocar un cierto trasvase al depósito del plano interior en virajes no coordinados. Ello explicaría la asimetría en la cantidad de combustible encontrada.

El Manual de operaciones del operador es muy amplio y extenso, sin embargo, en el aspecto de la determinación del combustible a bordo para las operaciones de trabajos aéreos no dispone de una guía para ayudar a establecer procedimientos factibles y eficaces para evitar el agotamiento del combustible durante los vuelos de tratamientos aéreos, de corta duración y repetidos continuamente en el tiempo. Por ello se emite una recomendación de seguridad al operador para que reduzca la extensión del MO, haciéndolo más eficaz y práctico para definir procedimientos aplicables a los trabajos aéreos, y específicamente en la gestión y determinación del combustible a bordo.

2.2. Otros aspectos

La figura 3 presenta esquemáticamente una reconstrucción de la trayectoria de la aeronave superpuesta sobre una fotografía del entorno. La zona elegida por el piloto, al sobrevenir la parada del motor, era la única zona cercana de terreno seco y suficientemente resistente en un entorno de arrozales. Por otra parte, la colisión con los hilos del tendido eléctrico era difícilmente evitable teniendo en cuenta la altura y la posición del avión con respecto al camino elegido para aterrizar.

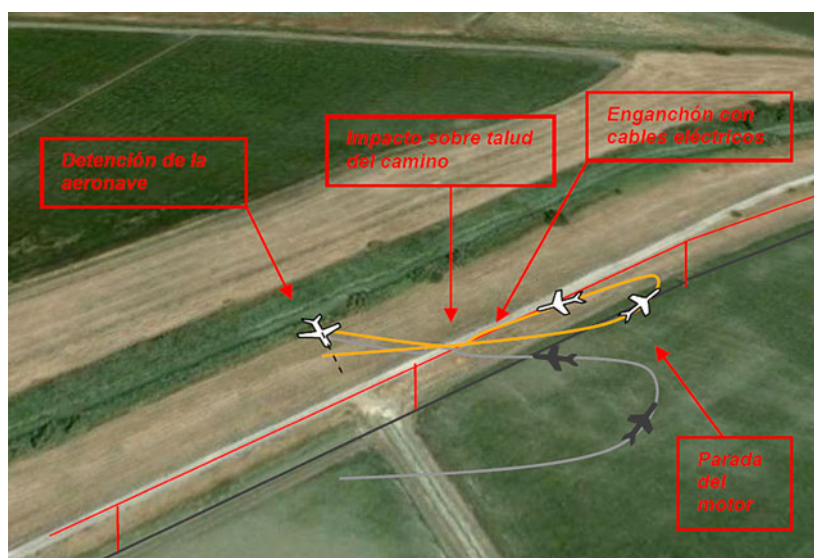


Figura 3. Campo de aterrizaje y trayectoria de la aeronave

La descripción del piloto y el fogonazo en la pata derecha confirman que la colisión con los cables del tendido eléctrico se produjo con el tren de aterrizaje.

La posición de uno de los cables, la deformación de la torre soporte y el comportamiento de la aeronave tras esta colisión indican que al menos uno de los tres cables eléctricos no partió inicialmente y siguió enganchado a la pata izquierda, reduciendo la energía del avión durante la mayor parte de su corto recorrido en tierra, afectando por tanto a la longitud de éste y variando significativamente la orientación del avión antes de su rotura.

Las huellas encontradas en el suelo muestran que el primer impacto contra el talud del camino se produjo en mayor grado con la pata izquierda, lo que probablemente produjo su rotura y desplazamiento.

La falta de efectividad de la activación de la bomba auxiliar de combustible puede explicarse por encontrarse la aeronave en un viraje a izquierdas y con un remanente de combustible en el depósito del plano izquierdo sólo ligeramente por encima del que el fabricante declara como no utilizable.

3. CONCLUSIONES Y CAUSAS

No se hallaron anomalías en el motor y sus sistemas.

El piloto no tenía una estimación acertada del consumo de combustible del motor de este tipo de aeronave, ni disponía de un procedimiento escrito para gestionar el combustible disponible a bordo.

El fallo de motor, que obligó a una toma de emergencia, fue producido por la ausencia de combustible para alimentar el motor.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 49/11. Se recomienda al operador Trabajos Aéreos Espejo que revise el Manual de Operaciones, asegurando que contiene los procedimientos aplicables a las operaciones de trabajos aéreos y en particular para la gestión y determinación del combustible a bordo en este tipo de actividades.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 31 de julio de 2010; 13:15 h
Lugar	Campo de vuelo de ULM en Fuenterrobles (Valencia)

AERONAVE

Matrícula	EC-XAQ
Tipo y modelo	FLY SYNTHESIS – TEXAN
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	ROTAX 912 ULS
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	56 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	200 h
Horas de vuelo en el tipo	75 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	En ruta – Crucero

INFORME

Fecha de aprobación	23 de marzo de 2011
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Antecedentes del vuelo

El piloto y un acompañante llegaron a bordo de la aeronave al aeródromo de Requena procedentes de Ibiza. Alrededor de 1:30 h después decidieron hacer un vuelo local para sobrevolar la zona del embalse de Benagéber.

Despegaron y se dirigieron hacia el embalse, que está al Norte del aeródromo. Después de volar por la zona decidieron retornar al aeródromo de Requena.

El piloto declaró que llevaba ajustado el motor a 25 pulgadas de presión de admisión y a un régimen de giro de 5.000 rpm. En un momento dado notó que el avión perdía velocidad, teniendo la sensación de que la hélice no traccionaba. Miró el cuadro de instrumentos y comprobó que los parámetros de motor permanecían sin alteración.

Al ver que el avión era incapaz de mantener el vuelo nivelado, decidió que tenía que aterrizar inmediatamente. Recordó que existía un campo en Fuenterrobles, que conocía de haber ido alguna vez, y se dirigió hacia allí.

Llegó muy justo de altura, y no pudo alinearse con la pista, haciendo la aproximación de forma oblicua manteniendo la misma dirección con la que se había acercado. Ya sobre la pista intentó alinear la aeronave con ella, pero no controló la toma y se salió por un lateral, atravesando luego un pequeño barranco y una vaguada para acabar impactando contra los olivos que hay en una parcela situada más allá.

El piloto indicó asimismo que el motor no llegó a pararse en ningún momento, y que tampoco cortó gases durante la toma, manteniendo la palanca de gases en la misma posición en que la llevaba antes de producirse la anomalía.

Indicó asimismo que en el momento en que se produjo el fallo del motor los depósitos de combustible contenían 34 l, el izquierdo, y 36 l el derecho.

A consecuencia de los impactos la aeronave tuvo daños importantes, resultando ambos ocupantes ilesos.

1.2. Información personal

El piloto disponía de licencia de piloto privado de avión, válida hasta el 30-04-2012, con habilitación de monomotores terrestres de pistón, válida hasta el 30-04-2012, y de certificado médico de clase 2 válido hasta el 27-04-2011

Su experiencia de vuelo total era de 200 h, de las cuales 75 h eran en el tipo de aeronave del accidente.

1.3. Información de aeronave

1.3.1. Información general

Información general		
Matrícula	EC-XAQ	
Fabricante	Construcción por aficionado	
Modelo	Texan 600	
Número de serie	08027-2328	
Año de fabricación	2008	
Motor	Fabricante	Rotax
	Modelo	912 ULS
	Número de serie	5.649.629
Certificado de aeronavegabilidad	Clase	Especial restringido
	Categoría	Privado-3-Normal
	Número	A-1268
	Emisión	19-11-2004
	Validez	07-02-2011
	Última renovación	08-02-2010

1.3.2. Información de mantenimiento

Información de mantenimiento		
Aeronave	Horas	103:00 h
Motor	Horas	103:00 h
Últimas inspecciones	Aeronave y motor	25 h + 100 h + 200 h realizada en junio de 2010 a las 93:00 h

1.3.3. Información sobre el regulador (governor) de la hélice

Esta aeronave dispone de un motor Rotax 912ULS de cuatro tiempos acoplado a una caja reductora, a la que va fijada una hélice de paso variable controlada por un regulador.

El regulador va fijado al motor en la parte trasera de la caja reductora (véase figura 1). Consta de un motor eléctrico que mueve un husillo, cuyo extremo está unido a un brazo de actuación. Dicho brazo gira alrededor de un eje situado en su mitad inferior,

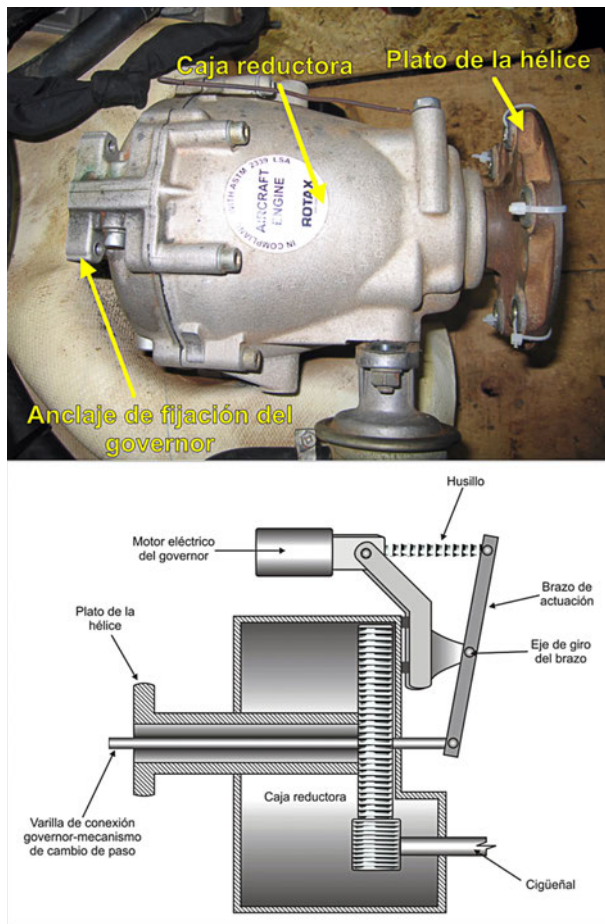


Figura 1. Caja reductora. Fotografía (arriba) y esquema (abajo)

sentido contrario, el brazo tira de la varilla de conexión con el mecanismo de cambio de paso, produciendo la disminución del ángulo de paso.

El motor eléctrico está controlado por un dispositivo electrónico, que recibe señales procedentes del mando de paso en cabina y del tacómetro del motor.

1.4. Inspección y pruebas del motor

Se inspeccionó el motor en taller tras el accidente.

En primer lugar, se realizó una inspección visual. No se apreció ningún impacto o deformación y se comprobó que giraba libremente.

Se desmontó la caja reductora, comprobando que los piñones aparecían bañados con lubricante. No se vio ninguna viruta de metal, ni grietas o deformaciones. El embrague tenía alineadas las dos muescas circulares, lo que evidencia que no habría patinado, y por tanto, que no habría habido ninguna carga importante sobre la hélice.

que está fijo al bastidor de anclaje del regulador.

En el otro extremo del brazo, que se corresponde con su parte inferior según va colocado en la aeronave, hay un orificio al que va fijado el extremo de una varilla de actuación, cuyo otro extremo está unido al mecanismo de cambio de paso de la hélice.

Cuando el motor eléctrico del regulador gira de modo que el husillo «empuje» sobre el extremo del brazo, hace que éste pivote alrededor de su eje de giro en sentido horario (según se ve el regulador en el esquema de la figura 1), lo que a su vez produce un desplazamiento hacia adelante (hacia la hélice) de la varilla de conexión con el mecanismo de cambio de paso, que discurre por el interior del eje del plato de la hélice que es hueco, lo que da como resultado el aumento del ángulo de paso de las palas.

Cuando el motor eléctrico gira en

Se desmontaron las bujías superiores, observando que la del cilindro n.º 3 estaba apretada con un par apreciablemente inferior al resto. La coloración de las bujías era normal.

La excentricidad del cigüeñal estaba dentro de los límites especificados.

Se realizó una prueba funcional del motor en banco, para lo cual se fijó una hélice maestra al motor. Se verificó su comportamiento sometiénolo a aceleraciones y deceleraciones rápidas, además de realizarse la prueba de magnetos y la prueba de potencia. Estas dos últimas pruebas se repitieron con una bujía apretada sólo a mano. En todas las pruebas el motor se comportó correctamente.

Finalmente se desmontó el filtro de aceite y se procedió a cortarlo para extraer el papel filtrante, observando que se encontraba bastante limpio. Se comparó con muestras de filtros con distintas horas de funcionamiento, observando que su coloración era prácticamente igual que la de un filtro que había estado funcionando 25 horas.

1.5. Estado del regulador y de la hélice

Ambas palas se encontraban rotas, una de ellas por la raíz, y la otra hacia la mitad de su longitud.

El regulador se encontró en las condiciones que muestra la figura 2, con el brazo al final de su recorrido en el sentido en el que empuja la varilla de conexión con el mecanismo

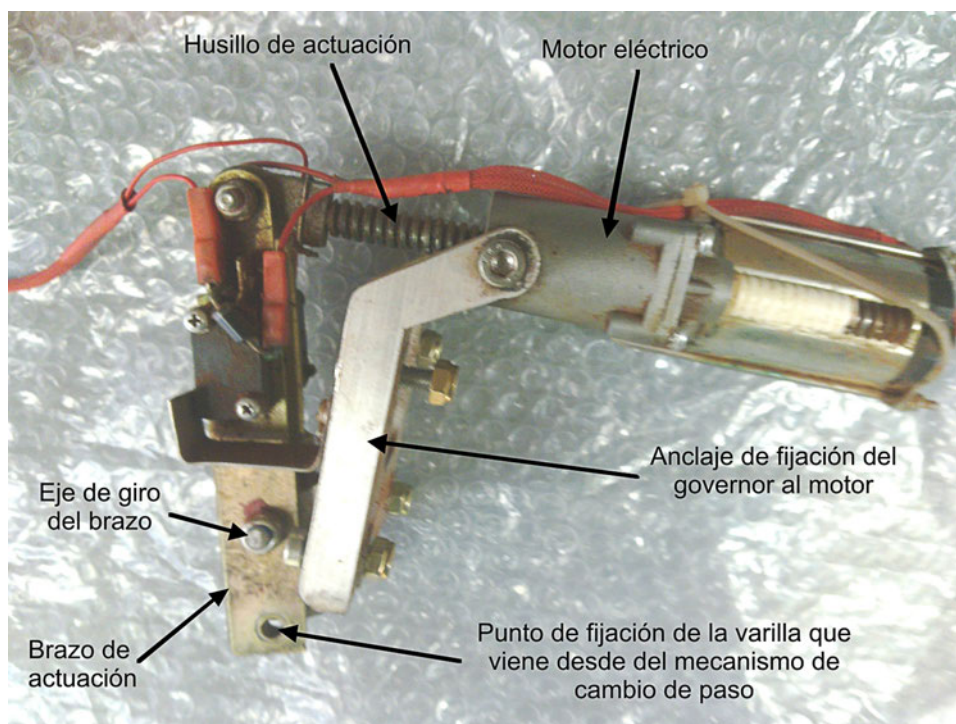


Figura 2. Governor de la hélice en el estado en que se encontró

de cambio de paso. De ello se deduce que en el momento en que se cortó el suministro eléctrico al regulador, las palas de la hélice se encontraban con máximo ángulo de paso.

Por otra parte, se verificó el funcionamiento del mecanismo de cambio de paso actuando sobre la varilla que lo conecta con el brazo del regulador, comprobándose que funcionaba correctamente.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El escenario del suceso relatado por el piloto, que básicamente consiste en una disminución de las actuaciones de la aeronave, de magnitud tal que no es capaz de mantener el vuelo nivelado, sería plenamente consistente con un fallo del grupo motopropulsor.

El grupo motopropulsor de esta aeronave está formado por un motor y una hélice de paso variable controlada por un regulador electromecánico. Por lo tanto el fallo del sistema podría estar causado bien por una deficiencia del motor o bien por un problema del sistema hélice-regulador.

Por otra parte, en el relato de los hechos facilitado por el piloto, éste no ha descrito ningún fallo del motor, ya que según él mantuvo tanto su régimen de giro como la presión de admisión inalterados durante todo el suceso.

De haberse producido alguna deficiencia en el motor que afectara a la potencia suministrada por éste, debería haber tenido reflejo sobre su régimen de giro y sobre la presión de admisión.

Asimismo, la inspección y las pruebas efectuadas al motor con posterioridad al accidente, en las que se constató que no presentaba ninguna deficiencia, vienen a refrendar esta hipótesis.

De lo anterior se puede descartar el motor como causa de un posible fallo, por lo que, en principio, quedaría el sistema hélice-regulador como causante del mismo.

Ambas palas de la hélice se rompieron durante los últimos impactos sufridos por la aeronave, por lo que cabe pensar que hasta ese momento no habían sufrido ningún daño. Asimismo, y a pesar de las roturas que presentaba la hélice se pudo comprobar, a través de los restos de la palas que permanecían unidos al cubo de la hélice, que éstas estaban adecuadamente fijadas al cubo, y que el mecanismo de cambio de paso funcionaba correctamente. Estas evidencias llevan a descartar un fallo de la hélice como origen del suceso.

En cuanto al estado del regulador de la hélice, su inspección visual no reveló la existencia de ninguna anomalía.

El piloto dispone de dos mandos en cabina para manejar el grupo motopropulsor: la palanca de gases del motor y la palanca de paso de la hélice. La primera actúa sobre la válvula de mariposa del carburador, y con ella el piloto fija el valor requerido de la presión de admisión en el carburador. La segunda actúa sobre el regulador y con ella el piloto selecciona el régimen de giro del motor. La función del regulador es mantener el régimen de giro que ha seleccionado el piloto, para lo cual actúa sobre el ángulo de paso de las palas de la hélice. Así, si en un momento dado el motor tiende a perder revoluciones, el regulador disminuirá el ángulo de paso, lo que producirá la reducción de la resistencia ofrecida por la hélice en la magnitud precisa para que el motor mantenga su régimen de giro. Si por el contrario el motor tiende a subir de revoluciones, el regulador aumentará el paso de la hélice.

Por lo tanto, de haber funcionado incorrectamente el regulador, éste habría actuado sobre el ángulo de paso, bien disminuyéndolo o bien aumentándolo. Como de acuerdo con su declaración, el piloto no actuó sobre el mando de gases, de haberse dado esa circunstancia el motor debería haber experimentado una variación en su régimen de giro, hecho que según el piloto no tuvo lugar.

A la vista de los hechos y evidencias recabados durante la investigación de este suceso cabe concluir que no es posible identificar ninguna causa que haya podido producir un fallo como el descrito por el piloto.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 1 de mayo de 2011; 18:00 h local¹
Lugar	Aeródromo de Igualada (Barcelona)

AERONAVE

Matrícula	EC-JSM
Tipo y modelo	CESSNA 172R
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-360-L2A
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	39 años
Licencia	Piloto privado de avión PPL(A)
Total horas de vuelo	135 h
Horas de vuelo en el tipo	90 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			2
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Ninguno
Otros daños	Valla del aeródromo de Igualada

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	26 de septiembre de 2011
---------------------	---------------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El avión CESSNA 172-R con matrícula EC-JSM despegó por la pista 13 del aeropuerto de Sabadell (LELL) a las 18:00 con tres personas a bordo para realizar un vuelo privado. Se dirigió al aeródromo de Igualada-Ódena (LEIG) volando con rumbo 285° a una altitud aproximada de 2.500 ft.

El piloto tenía intención de aterrizar en Igualada y después regresar a Sabadell. Esta ruta ya la había realizado en unas 30 ocasiones. Según declaró, a las 18:30 cuando se encontraba a 3.000 ft de altitud al Oeste de la cabecera 17, inició un descenso en espiral girando hacia la izquierda. Dió dos vueltas con una velocidad de unos 70 kt, descendiendo unos 500 ft en cada una de ellas. Al finalizar el descenso en espiral dió

otra vuelta en el mismo sentido pero manteniendo la altura. Esta última vuelta resultó más amplia, alejándose hacia el noroeste. Al completarla quedó situado en el tramo final para el aterrizaje en la cabecera 17 (véase figura 1)². De acuerdo con su información, pensó que se había quedado muy bajo y aceleró, haciendo que el avión se elevará en exceso. No obstante, decidió continuar con la maniobra y realizar una toma y despegue. Durante la toma, tocó aproximadamente en la mitad de la pista, y al contacto con la misma perdió el control del avión y se salió por el margen izquierdo. En su recorrido por fuera de la pista dio dos botes, y ante la imposibilidad de continuar con el despegue optó por intentar detener el avión. Finalmente se salió por el final de pista, y colisionó contra la valla del aeródromo, que derribó y rebasó, quedando detenido junto a un camino que bordea las instalaciones.

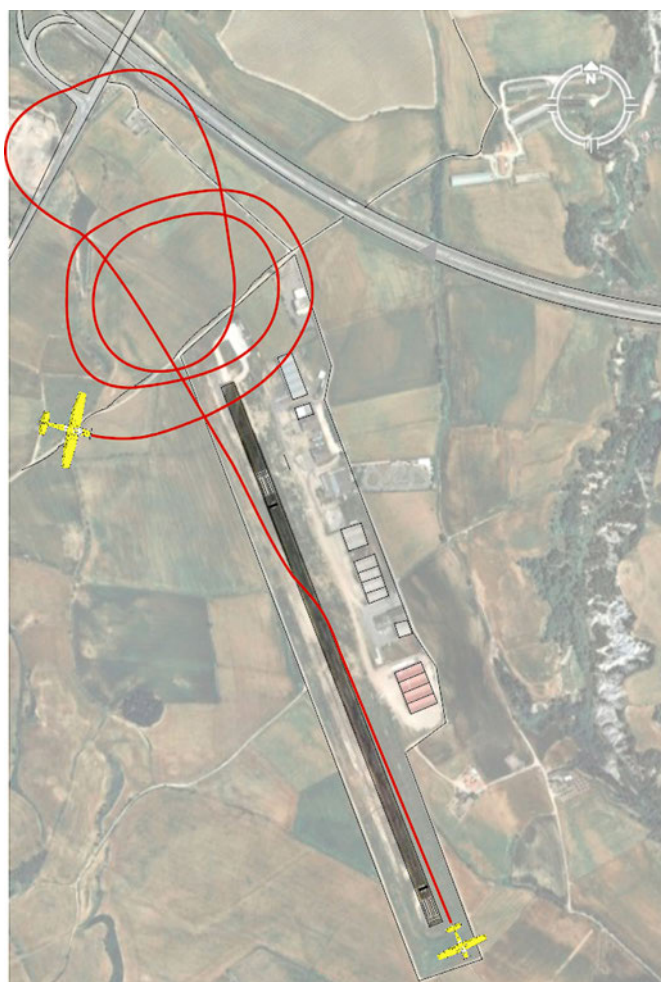


Figura 1. Maniobra aproximada realizada por el piloto

² Imagen tomada de Google Earth. La trayectoria fue indicada por el piloto mediante un croquis.

Los tres ocupantes resultaron ilesos y pudieron abandonar el avión por sus propios medios. La aeronave sufrió daños menores que afectaron al plano izquierdo, a la hélice y a la rueda de morro.

En la inspección posterior al incidente se constató que el aterrizaje se había realizado con los flaps totalmente desplegados («full flap»).

El piloto informó de que durante la aproximación al aeródromo notificó por radio su llegada y fue contestado por otro avión. Éste le informó de que la pista en servicio era la 17 y que había bastante viento racheado del noroeste. No obstante, ni durante la aproximación, ni en el descenso tuvo ningún tráfico a la vista.

Durante la investigación se comprobó que el piloto asociaba el hecho de que el aeródromo fuera no controlado con que no hubiera publicado ningún procedimiento para acceder al mismo. También se constató que pensaba que la maniobra de descenso en espiral es la que se suele hacer habitualmente antes del aterrizaje, por lo que ya la había realizado en varias ocasiones con anterioridad.

1.2. Información de la aeronave

El avión modelo CESSNA 172-R tiene un peso máximo al despegue de 1.111 kg. Este avión monta un motor LYCOMING IO-360-L2A.

La unidad accidentada fue fabricada en 2006 con número de serie 17281310. Tanto la célula como el motor contaban con 2.200 h de funcionamiento.

El avión había pasado todas las revisiones de mantenimiento con normalidad. La última de ellas el 18-04-2011 revisión de 50 horas. La revisión previa correspondiente a las 100 horas de funcionamiento se realizó el 4-03-2011 cuando el avión contaba con 2.150 h. La anterior revisión correspondiente a las 200 horas de funcionamiento se realizó el 10-10-2.010 cuando el avión contaba con 1.999 h.

El 7-10-2.010 fue aprobada una ampliación del potencial del motor del 5% por parte de AESA. El 08-11-2.010 también aprobó una ampliación del potencial del 5% para la hélice.

1.3. Información sobre el aeródromo

El aeródromo de Igualada-Ódena (Barcelona) está situado en el término municipal de Ódena, 2 km al noreste del municipio de Igualada y 38 km al oeste del aeropuerto de Sabadell. Tiene una elevación de 1.164,09 ft (350 m). Es un aeródromo no controlado cuyas actividades principales son la aviación deportiva y los vuelos de carácter privado.

Dispone de una pista de asfalto de 900 m de longitud y 18 m de anchura, designada como 17-35 y una pista paralela de hierba de la misma longitud.

Durante la investigación no se ha podido constatar que exista un procedimiento escrito sobre cómo realizar el circuito de tráfico en este aeródromo, pero se ha comprobado que la práctica habitual extendida entre los pilotos que vuelan en el campo es que los aviones con motor realicen un circuito al oeste del aeródromo, mientras que el circuito para veleros se hace al este.

Esto se hace así, porque la orografía al oeste de la pista, propicia en mayor medida la circulación de corrientes térmicas que favorecen el vuelo de los veleros.

1.4. Información meteorológica

La Agencia Estatal de Meteorología AEMET, informó de que las condiciones meteorológicas en la zona, a la hora en la que se produjo el incidente eran las siguientes:

- Viento flojo en superficie de entre 6 y 8 kt, con dirección aproximada de 205°, y racha máxima entre 10 y 12 kt, también de componente sur.
- Buena visibilidad en superficie.
- Cielo despejado o poco nuboso.
- Temperatura entre 17 y 19 °C.
- Humedad relativa del aire del 50 al 55%.
- Sin precipitaciones ni actividad tormentosa.

1.5. Información sobre normativa y organización

El Reglamento de Circulación Aérea³, en su *Capítulo 3. Reglas generales*, en el punto 2.3.2.5. *Operaciones en un aeródromo, sobre el mismo, o en sus cercanías*, establece que:

«Las aeronaves que operen en un aeródromo o en sus cercanías, tanto si se hallan o no en una zona de tránsito de aeródromo»

- a) Observarán el tránsito de aeródromo a fin de evitar colisiones.*
- b) Se ajustarán al circuito de tránsito formado por otras aeronaves en vuelo, o lo evitarán.*
- c) Harán todos los virajes hacia la izquierda al aproximarse para aterrizar y después del despegue, a menos que se les ordene lo contrario.*

³ Aprobado por el Real Decreto 57/2002, de 18 de enero del Ministerio de la Presidencia.

- d) *Aterrizarán y despegarán contra el viento, a menos que sea preferible otro sentido por razones de seguridad, de configuración de la pista, o de tránsito aéreo.*

1.6. Parámetros de una aproximación estabilizada

Los parámetros aceptados internacionalmente para la realización de una aproximación estabilizada están definidos por la Flight Safety Foundation⁴ y para los vuelos en condiciones visuales son los siguientes:

- El avión debe estar estabilizado 500 ft por encima del umbral.
- El avión debe descender con una senda correcta.
- Para mantener esta senda solamente deberán ser necesarias pequeñas correcciones en el rumbo en la actitud del avión.
- El avión debe llevar una configuración de aterrizaje adecuada.
- La razón de descenso no debe ser mayor a 1.000 ft por minuto. Si se supera esta razón se deberá realizar un briefing adicional.
- La potencia del avión no debe ser inferior a la descrita en el manual del avión.
- Durante la aproximación deberían haberse completado todas listas de chequeo.
- Si las condiciones requieren desviarse de los parámetros de una aproximación estabilizada se requiere un briefing adicional.

2. ANÁLISIS

El Reglamento de Circulación Aérea establece que las aeronaves que operen en un aeródromo o en sus cercanías, tanto si se hallan o no en una zona de tránsito de aeródromo observarán el tránsito de aeródromo a fin de evitar colisiones y se ajustarán al circuito de tránsito formado por otras aeronaves en vuelo, o lo evitarán.

El piloto no realizó el circuito de aeródromo durante la aproximación para el aterrizaje, y en su lugar llevó a cabo un descenso en espiral en la creencia de que era una maniobra normal y habitual previa al aterrizaje.

Al no realizar el circuito de aeródromo, no fue consciente de los tráfico que había y no tuvo referencias claras de altura ni de distancia que le permitieran realizar un descenso y una aproximación ajustados a los considerados como estándar. Además tampoco pudo observar la indicación de la manga del aeródromo, y aunque finalmente la pista por la que aterrizó era la que debía estar en servicio a tenor de la información meteorológica, el piloto había recibido una información errónea respecto a la condición de viento, que de haber sido cierta le hubiera llevado a aterrizar con viento en cola.

⁴ Organismo independiente para la seguridad aérea que define estándares de calidad mundialmente reconocidos.

De acuerdo con sus declaraciones, antes de iniciar el descenso en espiral volaba a 3.000 ft, y durante su ejecución descendió 1.000 ft. Después de este descenso realizó una tercera vuelta manteniendo la altitud, que terminó situándole al principio del tramo final de la aproximación. Esto quiere decir que la última vuelta la hizo a unos 2.000 ft. Además tras el último giro aplicó motor para ganar altura al tener la percepción de encontrarse demasiado bajo.

Teniendo en cuenta que el aeródromo está a 1.164 ft de altitud, es probable el tramo de aproximación final se iniciara con una altura excesiva (por encima de los 1.000 ft sobre el umbral).

No se tiene datos concretos de la velocidad a la que tomó, pero la pendiente de descenso probablemente excesiva y el hecho de que no pudiera detener un avión de esas características dentro de la pista indicarían que seguramente llevaba una velocidad excesiva. Por otro lado, según informó nunca estuvo situado en la senda correcta, sino a la derecha de la pista, lo que le obligó a realizar una trayectoria de aproximación oblicua respecto al eje de pista.

El exceso de velocidad y la desviación lateral evidencian que la aproximación no cumplió criterios mínimos de estabilización.

Durante la investigación se han constatado algunos errores de concepto en la formación del piloto que debería clarificar, como por ejemplo asociar el término «aeródromo no controlado» con «falta de procedimiento», o que la maniobra de descenso en espiral sea la apropiada para realizar la aproximación previa del aterrizaje.

3. CONCLUSIONES

La causa del incidente fue la realización de una aproximación no estabilizada.

Se considera como factor contribuyente el hecho de que el piloto no realizara el circuito de tráfico de aeródromo, haciendo en su lugar un descenso en espiral y un viraje de 360° en una zona anterior a la cabecera.

4. RECOMENDACIONES

Ninguna.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-005/2007	02-02-2007	EC-IJO	Beechcraft 1900-D	En route, 40 NM from the Tenerife . South VOR	107
A-012/2008	14-04-2008	EC-FHZ	Piper PA-28R-200	Valdemaqueda municipal limits (Madrid)	137
IN-037/2008	04-09-2008	F-GLEC	Aerospatiale SN-601	Seville Airport	151
IN-001/2009	22-01-2009	EC-DMR	Cessna F-172-RG	Sabadell Airport (Barcelona)	165

Foreword

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

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

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

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

Abbreviations

00°	Degrees
00:00	Hours:minutes
00 °C	Degrees centigrade
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AESA	State Aviation Safety Agency
AFM	Aircraft Flight Manual
AR	Airworthiness Review
ARC	Airworthiness Review Certificate
ATC	Air Traffic Control
ATPL(A)	Airline Transport Pilot License (Aircraft)
ATS	Air Traffic Service
ATZ	Aerodrome Traffic Zone
CAMO	Continuing Airworthiness Maintenance Organization
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CMM	Component Maintenance Manual
CPL(A)	Commercial Pilot License (Airplane)
CRI(A)	Class instructor rating
CRM	Crew Resource Management
CVR	Cockpit Voice Recorder
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
ELT	Emergency Local Transmitter
FAA	Federal Aviation Administration (USA)
FI(A)	Flight instructor rating
FL	Flight Level
ft	Feet
FTV	Fuerteventura airport IATA code
h	Hour(s)
HP	Horse Power
hPa	Hectopascal(s)
IFR	Instrument Flight Rules
ILS	Instrument Landing System
IR(A)	Instrument flight Rating (Airplane)
IR/ME	Instrumental Ratings/MultiEngine
ITT	Inter Turbine Temperature
JAR-OPS	Joint Aviation Regulations-Operations
kg	Kilogram(s)
km	Kilometer(s)
kt	Knot(s)
LH	Left Hand
LPC	Las Palmas de Gran Canaria airport IATA code
m	Meter(s)
MEP	MultiEngine Plane
METAR	Meteorological Aerodrome Report
MHz	Megahertz
MTOW	Maximum Take Off Weight
NM	Nautical Miles
NTSB	National Transportation Safety Board – U.S.A.
P/N	Part Number
PF	Pilot Flying
PNF	Pilot Not Flying
PPL(A)	Private Pilot License (Aircraft)
QNH	Atmospheric Pressure (Q) at Nautical Height
RCA	Air Traffic Regulations
RH	Right Hand
S/N	Serial Number
SAR	Search and Rescue Services

Abbreviations

SB	Service Bulletin
SP(A)	Student Pilot (Aircraft)
SSR	Secondary surveillance radar
SUMMA	Madrid Region Emergency Medical Services
TFS	Tenerife South airport IATA code
TSN	Time Since New
TSO	Time Since Overhaul
TWR	Aerodrome control tower
UTC	Coordinated Universal Time
VHF	Very High Frequency
VMC	Visual Meteorological Conditions
VOR	VHF Omnidirectional Range

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Friday, 2 February 2007; 19:43 local time ¹
Site	En route, 40 NM from the Tenerife South VOR

AIRCRAFT

Registration	EC-IJO
Type and model	BEECHCRAFT 1900-D
Operator	NAYSA. Navegación y Servicios Aéreos Canarios

Engines

Type and model	PT6A-67D
Number	2

CREW

	Pilot in command	First officer
Age	33 years old	25 years old
Licence	Commercial pilot license ²	Commercial pilot license
Total flight hours	6,000 h	660 h
Flight hours on the type	2,591 h	456 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			13
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Right engine
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Commercial air transport – Scheduled – Domestic – Passenger
Phase of flight	En route

REPORT

Date of approval	26th September 2011
------------------	---------------------

¹ All times in this report are local. Local time and UTC coincide during the winter in this time zone.

² According to JAR-OPS (now EU-OPS) 1.960 a) (1) (i) the holder of a commercial pilot license can operate as captain under instrumental flight rules if the pilot has a minimum of 700 h total flight time on airplanes, of which 400 must have been as the pilot in command.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The flight was conducting the sixth of a total of eight flights scheduled for the day between the various islands that comprise the archipelago of the Canary Islands.

This flight originated at Lanzarote Airport and was heading for the Tenerife South Airport. The aircraft was a Beechcraft 1900D, registration EC-IJO. The pilot flying was the first officer. Weather conditions were VMC (Visual Meteorological Conditions) and by the time of takeoff, 19:00, the sun had already set.

They took off from runway 03 on standard departure TENERIFE SUR DOS MIKE (TFS2M), as shown in Figure 1. When they reached the Fuerteventura (FTV) VOR (Very High Frequency Omni-Directional Range), ATC cleared them to proceed directly to the Las Palmas (LPC) VOR before clearing them to proceed directly to MERAN. They were at flight level FL100.

At 19:43, once past the coast of the island of Gran Canaria and still at FL100, the crew felt a strong explosion and noted how the airplane experienced uncommanded right yaws. From his seat in the cockpit, the first officer saw flames emerging from the exhaust nozzle of the number 2 engine and informed the captain of the fire. The captain, for his part, noted how the ITT (Inter Turbine Temperature) rose to 720 °C.

The crew decided to apply the "ENGINE FIRE OR FAILURE IN FLIGHT" emergency procedure and shut down the number 2 engine. The captain started the procedure by performing the first two of the four memory items:

1. **Condition Lever** **FUEL CUTOFF³**
2. **Propeller Lever** **FEATHER**

The first officer then declared the emergency to ATC (Tenerife South) and requested to proceed to the island of Gran Canaria, which was granted. From that moment on the captain took control of the aircraft (PF) and the first officer handled the communications and continued with the emergency procedure (PNF).

3. **Firewall Fuel Valve** **PULL CLOSED**
4. **Fire Extinguisher, if required (*)** **ACTUATE**
5. Eng Autolgnition OFF
6. Autofeather OFF
7. Prop Sync OFF

³ The items shown in bold type are memory items.



8. Generator OFF
9. Electrical Load ENSURE WITHIN LIMITS
10. Bleed Air Valve INST & ENVIR OFF

Once completed, they decided not to attempt to restart the engine in flight after concluding that the engine was damaged. The crew did not activate the fire extinguisher because the engine fire warning indication wasn't on and there were no signs of a fire.

The aircraft proceeded to the airport of Las Palmas de Gran Canaria and requested a visual approach, during which the aircraft requested on several occasions that the preceding traffic, a B-757, be diverted. ATC maintained the approach sequence until the landing. Before the aircraft landed on runway 03L, another aircraft, an A-320, was cleared to take off on runway 03R.

After landing on runway 03L, the aircraft exited the runway via taxiway S3 and notified ATC of the end of the emergency. They parked in front of the airport staff offices. The crew shut down the left engine and secured powered to the aircraft, which was vacated using the normal procedure.

1.2. Injuries to persons

Injuries	Crew	Passengers	Total on aircraft	Third persons
Fatal				
Serious				
Minor				N/A
None	2	13	15	N/A
TOTAL	2	13	15	

1.3. Damage to aircraft

Once on the ground a preliminary check of the right engine revealed that it did not rotate. No other damage was noted.

1.4. Personnel information

1.4.1. Pilot in command (CM-1), seated in the LH seat

Gender, age: Male, 33
 Nationality: Spanish

Type rating:	Beech 300/1900, IR
Total flight hours:	6,000 h
Flight hours on the type:	2,591 h
Hours in the last 90 days:	133:30 h
Hours in the last 30 days:	34:30 h
Hours in the last 7 days:	0 h
Hours in the last 24 h:	0 h
Last line check:	27/02/2006
Last proficiency check:	22/10/2006
Start of on-duty period:	13:15 on 02-02-07
Previous rest period:	7 days

He had been certified as a captain on 18/02/2006.

The company's training for pilots did not include flight simulator sessions, meaning that certain emergencies could not be duplicated in training or during line checks.

The last CRM training before the incident was in March 2005. The last CRM course shown in his training record took place four days following the incident.

1.4.2. *First officer (CM-2), seated in the RH seat*

Gender, age:	Male, 26
Nationality:	Spanish
Type rating:	Beech 300/1900, IR
Total flight hours:	660 h
Flight hours on the type:	456 (all as first officer)
Hours in the last 90 days:	163:25 h
Hours in the last 30 days:	59:35 h
Hours in the last 7 days:	13:45 h
Hours in the last 24 h:	0 h
Last line check:	1/05/2006
Last proficiency check:	17/12/2006

Start of on-duty period: 13:15 on 02-02-07

Previous rest period: 2 days

The CRM course shown in his training records was completed four days after the incident. The first officer reported having taken an initial CRM course upon joining the airline in December 2005.

1.5. Aircraft information

The Beechcraft 1900 is a 19-seat, pressurized, twin-engine turboprop airplane. It is designed primarily to be used as a commuter aircraft. The powerplant consists of two Pratt & Whitney PT6A-67D engines. The characteristics of the right engine, which had the fault, are as follows:

Model: PT6A-67D

S/N: 114109

Total time: 18,239 h

Total cycles: 29,180

The aircraft had a valid airworthiness certificate and had been maintained in accordance with the approved maintenance program. According to the data sheets of type certificate number A24CE, the minimum flight crew was one pilot⁴.

1.5.1. Power plant

The aircraft had two PT6A-67D engines. The PT6A-67D engine is a turbine that drives a propeller through a two-stage gear reduction box. The engine consists of two major rotating assemblies. The first is the compressor and the compressor turbine (compressor section), and the second is the two power turbines and the power turbine shaft (turbine section). The two rotors are not connected and rotate in opposite directions. This design is referred to as a free-turbine engine. This turbine has six bearings to support the engine's rotation and minimize friction. The highest temperature is associated with the number 2 bearing, which is a roller bearing that has to withstand radial loads.

⁴ According to JAR-OPS 1.940 (now EU-OPS), during IFR or nighttime operations, the operator shall ensure that: (1) For all turbo-propeller airplanes with a minimum approved passenger seating configuration of more than 9, and for all turbojet airplanes, the minimum flight crew is 2 pilots.

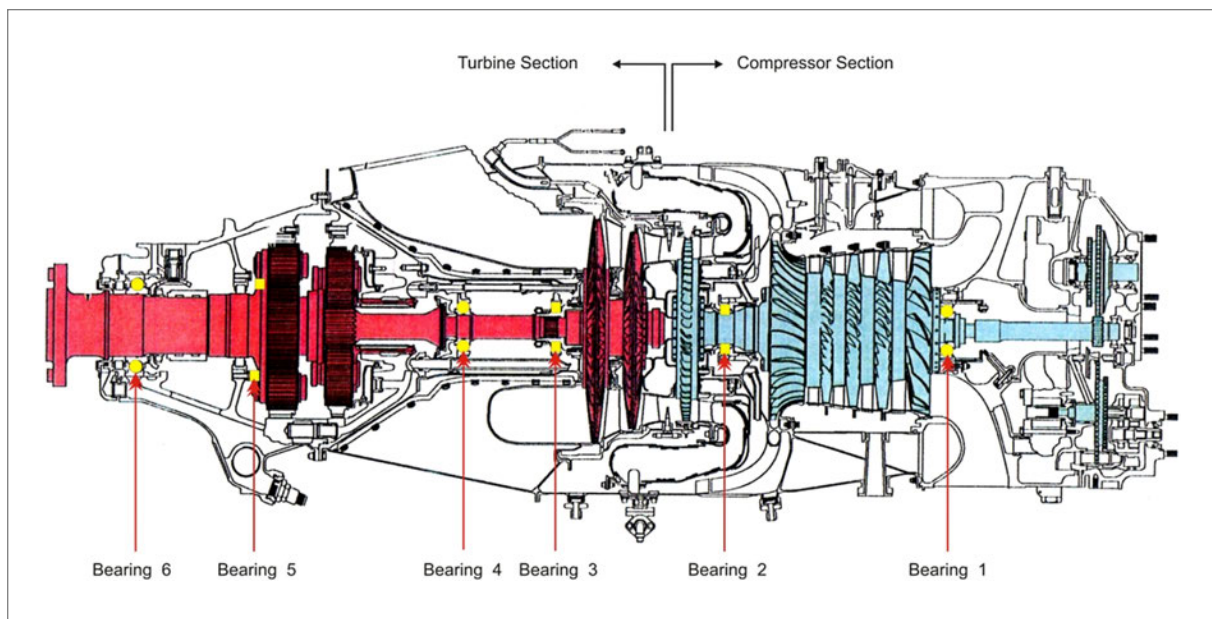


Figure 2. Diagram of the PT6A-67D engine

1.5.2. Engine lubricating system

The engine's lubricating system provides filtered oil to the engine to cool and lubricate certain components. It also supplies oil to the propeller governor, which controls the propeller pitch and speed, and to the torque measurement system.

The engine oil system consists of a pressure system, a scavenge system and a breather system. The oil lubricates and cools the bearings and carries any extraneous matter to the oil filter, where it is precluded from circulation. The oil tank is integrated into the engine air inlet casing. A chip detector is located in the reduction gear box to detect metal particles and warn of the metal contamination.

Pressure system

The oil draws from the oil tank through a gear type pump and is delivered to the oil filter and pressure regulating valve. At the filter outlet pressure oil separates into several parts. One directs oil to the number 1 bearing and to the accessory box through cored passages and transfer tubes. The pressure and temperature sensors are housed in these internal passages.

Another pressurized line located in the bottom right hand side of the engine delivers oil to lubricate the number 2, 3 and 4 bearings, the reduction gear box, front accessories and then to the propeller and torque measurement system.

Scavenge system

The scavenge system consists of four gear type pumps mounted on two double elements. Two pumps are inside the accessory box, while the other two are mounted externally at the rear of the accessory gearbox.

The oil from the number 1 bearing returns to the accessory gearbox by gravity drain. The number 2 bearing scavenge is done through a tube mounted under the engine. At high power, a relief valve located on the line near the scavenge pump allows the air/oil from the bearing cavity to bleed into the accessory gearbox, preventing flooding of the number 2 bearing cavity.

The oil from the 1, 2, 3 and 4 bearings scavenge is driven to the accessory gearbox through the scavenge lines, as shown in the figure. From there it is routed to the fuel heater exchange, where it gives up its heat to the fuel.

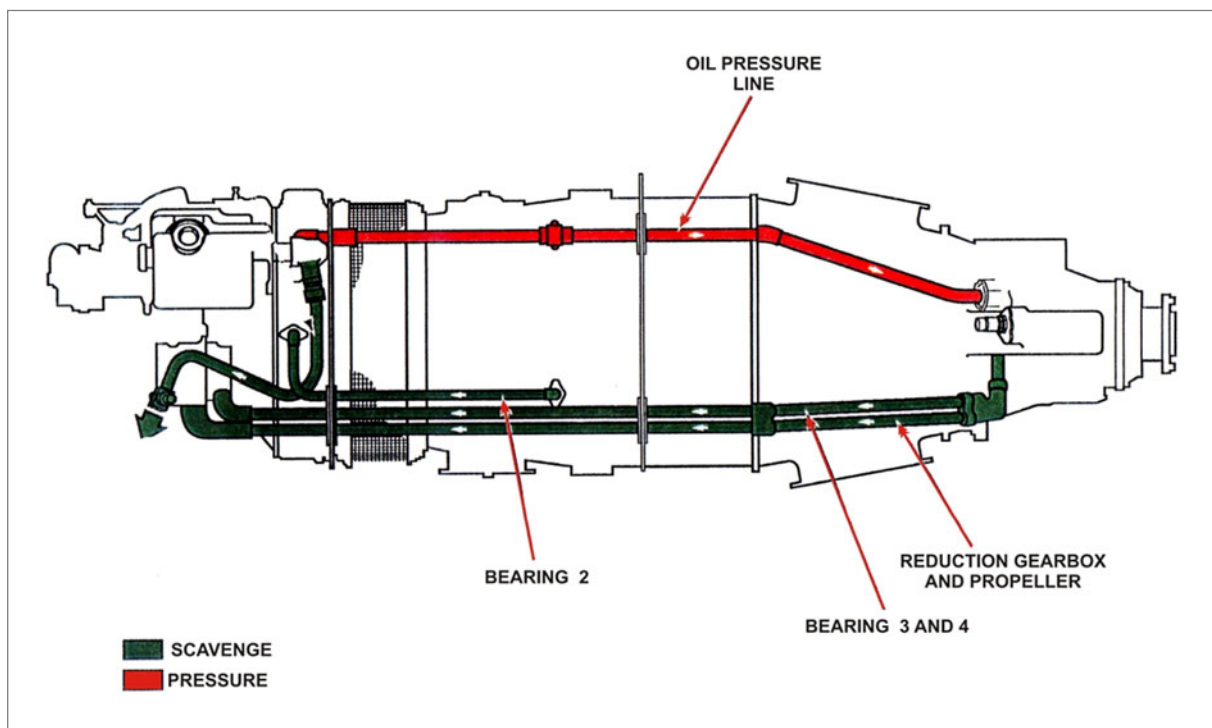


Figure 3. Engine lubrication system

1.5.3. Periodic inspection of the engine lubrication system

According to the Aircraft Maintenance Manual, the oil level in the engine has to be checked on each "daily or preflight aircraft inspection". If the oil level is below normal, it states to refill it.

The Maintenance Manual also specifies that the oil filter must be checked every 100 hours, which can be extended to 200 hours depending on the results of previous inspections. It states that any particles found in the main filter mesh must be removed. In any event, it states that any foreign elements found in the main oil filter or in the detector chip detector must be identified for a more in-depth analysis.

According to Service Bulletin 14001 TURBOPROP ENGINE APPROVED LISTING OF (SYNTHETIC) LUBRICATING OILS, the engine oil does not have to be changed after a specific time period since the manufacturer's experience has shown this not to be necessary. It warns operators, however, that they should be aware of the danger of oil contamination from extraneous matters such as hydraulic fluid, sand, etc.

The operator reported that the oil was checked every day and that the oil tank was refilled as necessary.

1.6. Meteorological information

The weather information provided in the 19:30 METAR for the airport in Las Palmas de Gran Canaria was as follows:

Surface winds:	From 20° at 14 kt
Visibility:	In excess of 10 km
Cloud cover and altitude:	1 to 2 eighth at 3,000 ft
Temperature:	16 °C
Dewpoint:	9 °C
QNH:	1,019 hPa.

1.7. Communications

When the emergency took place, at 19:43, the aircraft was in contact with Tenerife South approach. After declaring the emergency at 19:44:21, the crew requested to divert to Gran Canaria. The aircraft was transferred to Gran Canaria (feeder sector) and then to Gran Canaria Approach. The aircraft was finally transferred to the Las Palmas Tower (local controller).

Controllers at Gran Canaria Approach and ground control at the Las Palmas Tower also coordinated their activities.

For the approach to Las Palmas Airport, the sequence had a 757 first to land, followed by the Beechcraft 1900D that had declared the emergency.

While the aircraft in emergency was making the approach to runway 03L, there was another aircraft at the threshold of runway 03R awaiting takeoff clearance.

The chronological sequence of events was as follows:

At 19:44:51, the aircraft in emergency was transferred to Gran Canaria (feeder sector) and reported its emergency using the standard "MAYDAY, MAYDAY, MAYDAY" phraseology, adding that an engine had failed and requesting priority.

At 19:47:01 the aircraft was transferred to Gran Canaria Approach and requested a visual descent.

At 19:48:44, the 757 ahead of it was cleared by Gran Canaria Approach to do a visual approach to runway 03L.

At 19:49:41, Gran Canaria Approach informed the 757 to maintain a high airspeed.

At 19:50:44, the 757 was transferred to the Control Tower (local controller) frequency.

At 19:51:42, Gran Canaria Approach cleared the aircraft in emergency to fly direct to the Las Palmas VOR. The aircraft requested information regarding how many miles ahead the preceding aircraft (the 757) was, to which ATC replied 8.5 miles.

At 19:52:20, Gran Canaria Approach spoke with the local controller in the Tower to request that he inform the 757 to speed up, since there was an aircraft in emergency behind it, which the local controller did.

At 19:52:43, Gran Canaria Approach suggested to the Tower ground controller to remove the 757 from the approach sequence. The ground controller proposed that the 757 land on runway 03R, to which approach replied that the traffic in emergency was very close.

At 19:53:10, Gran Canaria Approach informed the traffic in emergency that the 757 was going to be removed from the sequence and cleared it to establish on final and descend to 3,000 ft. The aircraft reported it was 10 miles away from the field.

At 19:53:29, the local controller in the Tower informed Gran Canaria Approach that an aircraft was ready to take off on runway 03R.

At 19:53:34, the local controller in the Tower informed Gran Canaria Approach that the 757 would not be removed from the approach sequence, and that the traffic in emergency could be cleared. He also requested that Gran Canaria Approach confirm whether the traffic on runway 03R could be cleared for takeoff.

At 19:53:49, Gran Canaria Approach cleared the traffic in emergency to conduct a visual approach to runway 03L.

At 19:54:01, Gran Canaria Approach warned the local controller in the Tower that the runways had to be clear because the traffic in emergency was 5 miles away.

At 19:54:07, the aircraft in emergency requested that the preceding traffic (the 757) be removed from the sequence.

At 19:54:10, the local controller in the Tower authorized the 757 to land on runway 03L.

At 19:54:27, Gran Canaria Approach informed the ground controller in the Tower that the aircraft in emergency was requesting that the preceding traffic (757) be removed from the sequence. The Tower replied that it was already landing, that it was 2 miles away and asked whether the aircraft on the runway 03R threshold could be cleared to take off. Approach cautioned that the aircraft in emergency was very close to the airport. The ground controller replied that after the 757 landed, the aircraft at the runway 03R threshold could be cleared to take off since the aircraft in emergency was five and a half miles away and there was sufficient time. Finally, Gran Canaria Approach informed him that he could authorize the takeoff and that he was transferring to him the aircraft in emergency.

At 19:55:00, Gran Canaria Approach informed the aircraft in emergency that the 757 was landing and instructed it to contact the Control Tower.

At 19:55:15, the aircraft in emergency contacted the local controller in the Tower, and reported being in an emergency and 3 miles away. The Tower instructed the crew to continue with the approach.

At 19:55:30, the local controller cleared the aircraft located at the runway 03R threshold to take off.

At 19:55:46, the local controller instructed the 757 to clear the runway as soon as possible.

At 19:56:31, the local controller cleared the aircraft in emergency to land on runway 03L.

At 19:57:18, the local controller in the Tower informed Gran Canaria Approach that the aircraft in emergency had landed.

1.8. Aerodrome information

The airport of Las Palmas de Gran Canaria has two parallel, concrete runways, 03R/21L and 03L/21R, whose centerlines are separated by 200 m. Both runways are 3,100 m long and 45 m wide.

1.9. Flight recorders

The aircraft had cockpit and flight data recorders, both of which were recovered in good condition.

1.9.1. *Flight data recorder*

The flight data recorder was a FAIRCHILD F-1000 solid state model. It had a capacity to record 27 parameters for 100 hours.

According to the information on the flight data recorder, the right engine failed at 19:43:34, and twenty-eight seconds the propeller was feathered with the engine fully stopped.

At 19:55:52, the crew selected 17° flaps, and at 19:56:38, 35° flaps.

1.9.2. *Cockpit voice recorder*

The aircraft was equipped with a FAIRCHILD A100S solid-state voice recorder with a 30-minute capacity.

When investigators attempted to download the data from the recorder, they could not retrieve any information.

The CVR was sent to the manufacturer to check it for proper operation. The manufacturer did not detect any malfunction or fault in the equipment after running the relevant tests on a test bench.

Another A100A CVR was later installed on the same aircraft and tested, which yielded satisfactory results. The CVR wiring in the aircraft was also checked to verify that the signals were being correctly transmitted and that the wiring was properly shielded.

No malfunction could be detected either in the CVR itself or in the way it was installed on the aircraft.

During the investigation it was noted that as part of the cockpit flight preparation procedure, crews pressed the ERASE button on the CVR prior to commencing the next flight. While this was not in the procedure, company pilots reported that this was normally done prior to each flight.

1.10. Tests and research

1.10.1. *Engine inspection*

Description of damage

The engine was disassembled at Pratt & Whitney's facility in Germany (PWC CSC Europe GmbH). The disassembly showed that the compressor rotor had seized due to friction

between parts of the rotor and the stator. This damage resulted from the improper operation of the number 2 engine bearing, which was also badly damaged. Additionally, the number 2 bearing oil nozzle was partially clogged, meaning that the pattern and direction in which the oil was sprayed were not normal.

The no. 2 bearing oil nozzle strainer was not clogged. There was a small amount of burned oil in the no. 2 bearing housing. The main oil pump, the scavenge pumps and the accessory gear box were partially seized. Metal particles were found in the main oil tank and in the accessory gear box.



Figure 4. No. 2 bearing



Figure 5. No. 2 bearing oil nozzle and oil nozzle strainer

The nos. 1, 3 and 4 bearings were found in perfect condition and did not show any signs of lacking lubrication. The chip detector in the reduction gear box was completely clean.

1.10.2. *Analysis of engine oil*

The oil was sampled to analyze its condition.

The physical-chemical analyses conducted on the engine oil showed normal values considering the degree of use. The oxidation values obtained were within the limits specified by the engine manufacturer.

The metals present in the oil, on the other hand, indicated wear of the engine's metallic pieces. The oil exhibited high levels of sediment of a carbonaceous nature and of unknown origins.

The oil analysis conducted by the manufacturer showed a high iron content, which is consistent with the wear on the no. 2 bearing.

1.10.3. *Service bulletins involving the no. 2 bearing oil nozzle*

The Pratt & Whitney service bulletins nos. 14346 and 14325R1 are included as Appendix 1. Both bulletins are category 8, meaning that compliance with them is optional.

The first, no. 14346, states that oil leaks can occur because the no. 2 bearing oil nozzle strainer is held in place by a retaining pin that oil can leak through the retaining pin hole. The bulletin suggests replacing the pin with a ring to hold the strainer in place. This Service Bulletin was modified in February 2009 to change its category from 8 to 6, i.e., of application when the sub-assembly is disassembled and access is available to necessary part. Afterwards, it was modified in May 2011 to clarify new oil nozzle was provided with an increased oil flow.

The second bulletin, no. 14325R1, informs that carbon deposits can form in the no. 2 bearing area due to elevated scavenge oil temperatures, and proposes a new seal to provide thermal shielding between the no. 2 bearing compartment and the compressor turbine. A no. 2 bearing oil nozzle with increased oil flow is also provided.

Pratt & Whitney was asked about the possibility of making these service bulletins mandatory. Pratt & Whitney replied that this was the third instance of an unscheduled engine disassembly involving the no. 2 bearing, and that given the total number of flight

hours of the PT6A-67D engine was in excess of 13 million, this amounted to an average of 4.3 million hours per event. As a result, Pratt & Whitney did not believe that a change in the category of the aforementioned service bulletins was warranted.

1.11. Organizational and management information

1.11.1. Aircraft Flight Manual

Part B of the Naysa Operations Manual includes the following information on handling emergencies involving problems with the powerplant:

"In every case involving a loss of power or an actual engine failure, the captain will be responsible for flying the airplane, re-starting the engine if possible and conducting an emergency landing if required. The first officer will handle the communications and the GPS equipment so as to proceed to the aerodrome or landing field that is most appropriate depending on the distance and winds aloft. The first officer will keep the captain informed at all times of the distances, times and deviations from the chosen route".

The abnormal procedures section of the Aircraft Flight Manual has a procedure for an in-flight engine failure and a procedure for doing an approach and landing on a single engine.

ENGINE FIRE OR FAILURE IN FLIGHT

NOTE

When operating on the ITT limit, placing the Bleed Air Valves to ENVIR OFF will decrease ITT, thereby allowing the pilot to select a higher power setting on the operating engine. The cabin will depressurize anytime the Bleed Air Valves are moved to the ENVIR OFF position.

Affected Engine:

- | | |
|---|----------------------|
| 1. Condition Lever | FUEL CUTOFF |
| 2. Propeller Lever | FEATHER |
| 3. Firewall Fuel Valve | PULL CLOSED |
| 4. Fire Extinguisher, if required | ACTUATE |
| 5. Eng Auto Ignition | OFF |
| 6. Autofeather | OFF |
| 7. Prop Sync | OFF |
| 8. Generator | OFF |
| 9. Electrical Load | ENSURE WITHIN LIMITS |
| 10. Bleed Air Valve | INST & ENVIR OFF |

ONE-ENGINE-INOPERATIVE APPROACH AND LANDING

1. Approach Speed (V_{REF}) CONFIRM
2. Fuel Balance CHECK
3. Pressurization CHECK
4. Bleed Air Valves ENVIR OFF
5. Envir Mode Control OFF
6. Blowers HIGH

When it is Certain that the Field Can Be Reached:

7. Flaps 17°
8. Landing Gear DN
9. Lights AS REQUIRED
10. Surface Deice (as required) CYCLE
11. Propeller Lever SET 1700 RPM
12. Airspeed $V_{REF} + 5$ KNOTS

When it is Certain there is No Possibility of Go-around:

13. Flaps DOWN
14. Airspeed V_{REF}
15. Execute normal landing.

WARNING

Care must be exercised when using single-engine ground fine on surfaces with reduced traction.

Do not use reverse thrust with one engine inoperative.

The before-landing and normal landing checklists are included in the normal procedures.

BEFORE LANDING

1. Cabin Sign (if installed) FSB
2. Approach Speeds CONFIRM
3. Cockpit Door (curtain) OPEN
4. Autofeather ARM
5. Pressurization CHECK
6. Flaps 17°
7. Landing Gear DN
8. Lights AS REQUIRED

NOTE

Under low visibility conditions, landing and taxi lights should be left off due to light reflections.

9. Surface Deice CYCLE, IF REQUIRED

NOTE

If crosswind landing is anticipated, determine Crosswind Component from Section V, PERFORMANCE. Immediately prior to touchdown, lower up-wind wing and align the fuselage with the runway by use of rudder. During rollout, hold aileron control into the wind and maintain directional control with rudder and brakes. Use propeller reverse as desired.

NORMAL LANDING

1. Flaps 35°
2. Airspeed V_{REF}
3. Yaw Damp OFF
4. Power Levers IDLE
5. Propeller Levers FULL FORWARD

After Touchdown:

6. Power Levers LIFT AND SELECT GROUND FINE
7. Brakes AS REQUIRED

Neither the company's normal nor emergency procedures define the tasks sharing. The reference document for the execution of the procedures and checklists used by the company was the aircraft's AFM, approved by the FAA in October 1999.

1.12. Additional information**1.12.1. Interviews with flight crew and company personnel****1.12.1.1. Interview with the captain**

As reported by the captain, it was on the sixth flight of the day that they had the problem involving the engine. They took off at 19:00 from Lanzarote en route to Tenerife South. The first officer was the pilot flying. The start of the flight was normal and without incidents. They flew the TFS2M departure, climbing to FL100.

ATC cleared them to proceed directly to MERAN and then to LPC. After flying over Las Palmas, he felt a strong explosion and the airplane shook. The ITT reading for the right engine rose to 720 °C, and he saw that engine flare up.

The captain concluded that the engine was on fire, so he started the relevant procedure and carried out the first two memory items:

1. Condition Lever FUEL CUTOFF
2. Propeller Lever FEATHER
3. Firewall Fuel Valve PULL CLOSED
4. Fire Extinguisher, if required (*) ACTUATE

The first officer did the third item and, since the fire seemed to have gone out, the crew decided jointly not to use the fire extinguisher, that is, they did not complete item 4.

From that moment on the captain took control of the aircraft as the pilot flying.

The first officer assumed the duties of the PNF and reported the emergency to ATC, after which he completed the emergency checklist (items 5 to 10):

- | | |
|---------------------------|----------------------|
| 5. Eng Autolgnition | OFF |
| 6. Autofeather | OFF |
| 7. Prop Sync | OFF |
| 8. Generator | OFF |
| 9. Electrical Load | ENSURE WITHIN LIMITS |
| 10. Bleed Air Valve | INST & ENVIR OFF |

After finishing the procedure, they requested radar vectors to start the ILS approach to runway 03L. The first officer, at the captain's request, informed the passengers of the change in their destination.

The initial approach was done at a speed of 190 kt, and the final was done with 35° flaps.

Two other aircraft came into play during the approach: a B757, whose wake turbulence is categorized as heavy, and another aircraft that took off from runway 03R and which could have interfered with the aircraft in the event of a missed approach.

The aircraft left the runway via taxiway S3, almost at the end of the runway. Upon exiting they saw two emergency vehicles. The passengers were disembarked normally without any need for an evacuation.

The captain confirmed that he had held a landing briefing that included a single-engine approach and go around.

He also stated that there were no company instructions regarding protecting the CVR data in the event of an incident or accident.

1.12.1.2. Interview with first officer

The flight started normally with the first officer as the pilot flying. The flights are normally divided, with the first four being done by one pilot and the last four by the other.

After crossing Las Palmas, he felt several thuds over half second intervals and saw a flame streaming out of the engine nozzle. He immediately informed the captain that there was a fire in the number 2 engine. The captain told him that he was initiating the engine fire procedure while the first officer kept guard the number 1 engine.

At no time was there a fire indication nor did the MASTER WARNING turn on.

He reported the emergency to ATC and then completed the procedure. The crew did not attempt to re-start the engine in flight since both assumed it was damaged.

They isolated the cockpit by closing the cockpit door, which is normally open.

They then proceeded visually to Las Palmas. He does not recall whether they held an approach briefing or whether they turned off the environmental mode, since the procedure indicates performance of this step "as required". After landing they did not park in the usual area.

They exited the airplane normally after shutting it down.

He stated that the training in his opinion was fairly good, and that he was not aware of any procedure or instruction that required protecting the information in the flight recorders in the event of an incident or accident.

1.12.1.3. Interview with the operations manager

The operations manager stated that Naysa is an airline with a very limited number of flight destinations and with highly repetitive operations.

As regards training, there was no flight simulator on which to conduct refresher and training courses.

He also confirmed that there were no procedures in effect within the company that reminded crews to protect flight recorder data in the event of an incident or accident.

1.12.2. Air traffic regulations involving emergencies

According to Spain's air traffic regulations, any aircraft in an emergency situation is to be given priority over other aircraft. This condition is described in Chapter 4:

4.3.16. Emergency procedures.

4.3.16.1. General.

4.3.16.1.1. The diversity of circumstances involving each emergency situation precludes the establishment of detailed and exact procedures to follow. The procedures described herein are intended to provide general guidelines to air traffic services personnel. Air traffic facilities are expected to fully coordinate their activities. It is left to the judgment of said personnel the best way to handle emergency cases.

4.3.16.2. Priority.

4.3.16.2.1. An aircraft known or suspected to be in an emergency situation, even if it is suspected an act of unlawful interference, shall be given priority over other aircraft.

4.6.8. *Emergencies, hazards and equipment failures.*

4.6.8.1. *Emergencies.*

4.6.8.1.1. *If an aircraft is or appears to be in an emergency situation, the radar controller shall provide any and all assistance as required. The procedures specified herein may vary depending on the situation.*

1.12.3. *AENA's procedures in relation to flight emergencies*

According to the document «Actuación en emergencias» in force on the accident date, which included the engine failure procedure, it was necessary to clear the runway to maintain it safe and available (example: since 20 NM in final approach).

Also, in the Operational Manual of the ATS facility, section 6.7.1. EMERGENCIAS, it was mentioned the emergency manual and the aerodrome emergency plan. In the same way, it was included the aforementioned 4.3.16.2 paragraph from the Rules of the Air and Air Traffic Services.

2. ANALYSIS

2.1. Actions of the flight crew

During the sixth flight of the day, the Beechcraft 1900D aircraft, registration EC-IJO, experienced an in-flight engine failure. The crew initially identified the fault as an engine fire due to the flames they saw exiting from the exhaust nozzle, but they ruled out that possibility since the fire warning was not activated.

The pilot flying was the first officer, meaning that the procedure was started by the captain, who performed the first two memory items. As specified in Part B of the Operations Manual, whenever an emergency involving the loss of power or an engine failure occurs, the captain is responsible for flying the airplane. Consequently, the captain took the controls of the aircraft and the first officer performed the third memory item.

The engine fire/failure procedure was interrupted and the first officer reported the emergency to ATC using standard phraseology. It was then that he finished the rest of the procedure by completing the six (6) remaining items.

The tasks sharing used by the crew corresponds to that outlined in the Operations Manual, since in this case the pilot flying was the first officer, who was properly relieved as soon as the engine failure was identified, in keeping with company procedures.

This case involves an aircraft whose minimum crew complement is one pilot. The procedures in the AFM are designed with that condition in mind. Naysa used the

procedures contained in the AFM even though the aircraft was operating with two crewmembers, meaning that the procedures in use were not applicable to that circumstance. Neither the normal nor the abnormal procedures included a definition of the tasksharing among the crewmembers. This lack of guidance resulted in the engine fire or failure procedure being initiated by the captain and, before the memory items were completed, being continued by the first officer.

The normal tasks sharing in an emergency with a two-pilot crew has the pilot flying at the time of the emergency fly, navigate and communicate while the pilot not flying combats the emergency. In this case, there was no clear definition of whose responsibility it was to carry out the emergency procedure; moreover, since the first officer is the crewmember assigned to report the emergency to ATC, the full execution of the procedure is delayed.

Given the crew's handling of the event, it is clear that a detailed definition is needed of the tasksharing, whether during an emergency or normal operations, involving an aircraft whose minimum crew complement is one pilot and which is being flown by two pilots. The procedures in the AFM, therefore, need to be adapted for two-pilot operations.

Along these lines, the indications included in Part B of the Operations Manual which refer to the tasks sharing in the event of a loss of power or engine failure are not in keeping with the most universally recognized principles⁵, which define the priorities in the event of an emergency as flying, navigating, communicating and handling the emergency.

According to these publications, the pilot flying must fly the aircraft and ask the pilot not flying for whatever he needs in order to adjust the navigation instruments so that he can navigate. When the emergency is identified, the pilot flying should inform ATC of their intentions and their situation while the pilot not flying executes the emergency procedure when instructed to do so by the pilot flying.

Another aspect to consider is the execution of the approach. According to the information provided by the crew during the interviews, they were unclear as to whether or not a briefing was held that considered the approach and go around on a single engine.

The operations manager stated that crew training was not held in a flight simulator since no simulators for this type of aircraft were available. This meant that some emergencies could not be fully trained on, and that therefore the crew's response when such an emergency did take place may not be correct given the lack of training on it. The company's fleet currently consists of ATR-72 aircraft, for which a flight simulator

⁵ FSF ALAR Briefing note 1.3. Golden Rules. Flight Safety Foundation.

does exist that allows for periodic training, in accordance with regulations, on emergencies such as an in-flight engine failure.

The crew also reported that prior to each flight, the ERASE button was pressed on the CVR to erase the contents from the previous flight even though this action was not in any procedure. This indicates that oral tradition prevailed over the documentation found in the Operations Manual, and that actions were therefore taken that deviated from procedure.

Nor was there a procedure to warn of the need to preserve the contents of the flight recorders in the event of an incident or accident. As a result, if the aircraft was energized for any reason, the information contained in them could be lost.

2.2. Actions of air traffic control

When the emergency occurred, the crew properly notified ATC of the event using the standard phraseology (MAYDAY repeated three times), the nature of the emergency and informing of their intention to divert to Las Palmas.

According to Spain's Air Traffic Regulations (RCA), aircraft in an emergency have priority over all other aircraft.

In this event, even though the aircraft requested that an aircraft categorized as heavy according to its wake turbulence classification (a 757) be removed from the landing sequence, said sequence was maintained without the incident aircraft being given priority. Moreover, another aircraft on a parallel runway, 03R, was cleared to take off, which interfered with the approaching aircraft.

An incident could have occurred during the landing of the 757 that might have forced said aircraft to remain on the runway, which in turn would have forced the incident aircraft to go around on a single engine.

If, on the other hand, the aircraft had been forced to go around, it could have interfered with the aircraft that had been cleared to take off from runway 03R shortly before.

The coordination of ATC was generally adequate, and the aircraft was quickly transferred from the Tenerife South sector to the Gran Canaria feeder sector, and subsequently to the Gran Canaria approach sector. It was then that the aircraft requested that the preceding traffic be removed from the approach sequence. Since said traffic was under the control of the Las Palmas Tower, it was that facility which should have instructed the 757 to abandon the approach.

The actions of the Las Palmas Tower were not in keeping with the instructions contained in the RCA with respect to the priority that should be given to an aircraft in an

emergency situation. Priority should have been given to the incident aircraft by removing the preceding traffic from the approach sequence and by not authorizing any takeoffs until the aircraft in emergency was confirmed to be safely on the ground.

2.3. Identification of engine failure

The carbon build-up that was noted in the oil nozzle for the no. 2 bearing indicates that rather than a build-up of particles, it was the remains of a layer that was growing inside the nozzle. The experience of Pratt & Whitney indicates that this was not a typical case of residue accumulation. The gradual formation of this layer resulted in a lack of lubrication to the no. 2 bearing, and possibly in the damage that was seen in this bearing.

The fact that no metal particles were found in the main oil filter, along with the good condition of the other bearings, rules out any problems with the main oil pump and with the scavenge pump.

The damage that was noted in the main and scavenge oil pumps is believed to have resulted from the failure of the number 2 bearing.

In conclusion, the damage to the number 2 bearing was indicative of a lack of lubrication, due possibly to a partial blockage present in the number 2 bearing oil nozzle. This resulted in a reduction in flow and in an abnormal spray pattern.

Later it was clarified that although in the beginning the formation of waste in the nozzle seem to be due to an increase of temperature inside the bearing housing (which lead to the issue of the SB 14325), the main cause of the burned deposits was the oil leakage through the nozzle pin hole and consequently the SB 14346 was issued later.

The SB 14346 modified the retaining ring of the oil nozzle to hold the strainer element and also, according to the May 2011 issue, the no. 2 bearing oil nozzle was provided with an increased oil flow. Pratt & Whitney informed that since issuance of SB 14346 there have been no reported nozzle blockage occurrences associated with engines incorporating the new nozzle arrangement.

3. CONCLUSION

3.1. Findings

- The aircraft had a valid and in force airworthiness certificate.
- The flight crew was in possession of valid and in force flying licenses.
- There was a failure of the right engine during the sixth flight of the day.

- The engine failed due to an increase of the no. 2 bearing above its normal operating temperature caused by a lack of lubrication, which caused said bearing to fail.
- The no. 2 bearing was not being properly lubricated because the oil nozzle for said bearing was partially clogged.
- The crew identified the engine failure and secured the engine.
- The tasks sharing during the execution of the engine failure procedure was not clearly defined.
- The procedures in the Operations Manual did not define the tasks sharing in the event of an emergency.
- The Operations Manual also did not describe task sharing for normal procedures.
- The crew declared the emergency in accordance with standard procedures.
- There was another aircraft ahead of the incident aircraft that was interfering with the latter's maneuvers.
- The crew requested that the approach be cleared and that they be given priority.
- ATC decided to maintain the approach sequence and the Control Tower authorized a takeoff on a parallel runway before the incident aircraft landed.
- The crew reported that there was no procedure to preserve flight recorder data in the event of an incident or accident.
- The crews routinely pressed the CVR ERASE button as part of their flight preparations.

3.2. Causes

The most likely cause of the engine failure was the lack of lubrication to the no. 2 bearing caused by a partially clogged oil nozzle. The high temperatures reached in the area of the no. 2 bearing could have resulted in the formation of carbon deposits that led to the obstruction.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 45/11. It is recommended that, in accordance with EU-OPS, NAYSA define a task sharing policy within its emergency procedures that clearly specifies who is responsible for flying, navigating, communicating and for executing the emergency procedure, and that it include guidelines for the proper coordination between the flight crew members in the event of an emergency so as to provide for the optimum use of available resources.

It is also necessary that proper task sharing be defined for the normal procedures that specify the functions of each flight crew member.

REC 46/11. It is recommended that NAYSA define a procedure for preserving flight data recorder in the event of an accident or incident, and that it transmit

precise instructions to its flight crews so that the information contained in the flight recorders is not lost.

- REC 47/11.** It is recommended that AENA updates the procedures included in the document “Actuación en emergencias” to give specific indications to the controllers about what separation should be provided to aircrafts in emergency with other aircrafts and references to the before mentioned document “Actuación en emergencias” were included in the operational manual of the ATS facilities.

APPENDIX 1

Pratt & Whitney Service Bulletin

**PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN**

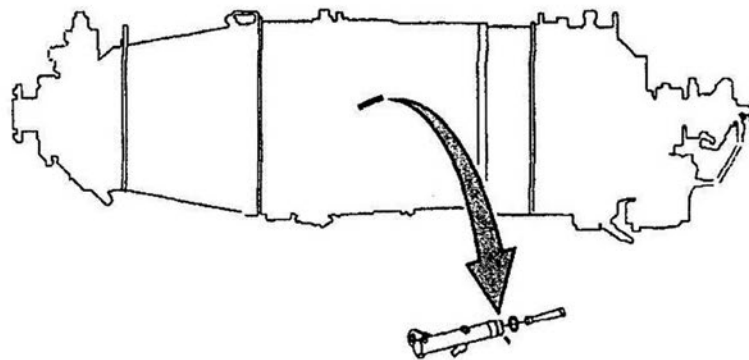
P&WC S.B. No. 14346

**BULLETIN INDEX LOCATOR
72-30-04****TURBOPROP ENGINE
NO. 2 BEARING OIL NOZZLE WITH RETAINING RING - INTRODUCTION OF****MODEL APPLICATION**

PT6A-64, PT6A-66, PT6A-67, PT6A-67A, PT6A-67AF, PT6A-67AG, PT6A-67D, PT6A-67R,
PT6A-67T

Compliance: CATEGORY 8

Summary: Oil leakage can occur in the area of the No. 2 bearing oil nozzle. The oil nozzle strainer element is held in place by a retaining pin and oil can leak through the retaining pin hole. The No. 2 bearing oil nozzle is replaced with one that uses a retaining ring to hold the strainer element in place.



Oct 29/2002

**PT6A-72-14346
Cover Sheet**

24-Hour Global Service	USA & CANADA..... 1-800-268-8000	Other..... 1-450-647-9000
HELP DESK	International (IAC)*+8000-268-8000	Fax..... 1-450-647-2688
Toll free where available (SIL GEN-027)	* International Access Code	Web Site www.pwc.ca

PRATT & WHITNEY CANADA
SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 14325R1

BULLETIN INDEX LOCATOR
72-30-04 / 72-50-01

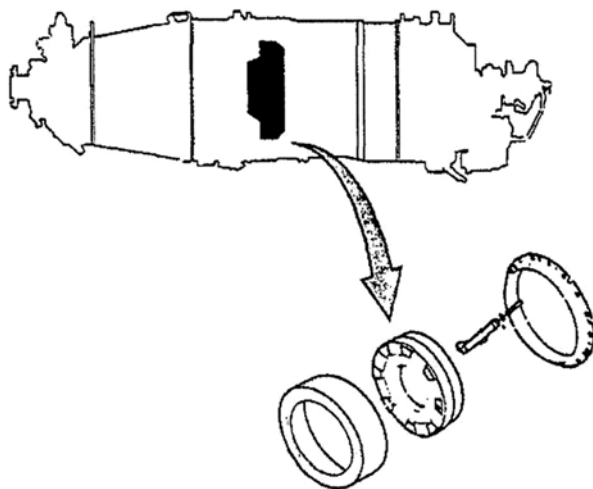
TURBOPROP ENGINE
COMPRESSOR TURBINE AIR SEAL AND NO. 2 BEARING OIL NOZZLE AND HOUSING
COVER AND FLANGE - REPLACEMENT OF

MODEL APPLICATION

PT6A-67D

Compliance: CATEGORY 8

Summary: Carbon deposits can form in the No. 2 bearing area because the scavenge oil temperature can be higher than necessary. A redefined compressor turbine air seal is introduced to provide thermal shielding around the bearing compartment. Also, a No. 2 bearing oil nozzle is provided with an increased oil flow. A redefined bearing cover and flange is also introduced.



Apr 16/2001
Revision No. 1: Aug 24/2001

PT6A-72-14325
Cover Sheet

24-Hour Global Service	USA & CANADA..... 1-800-268-8000	Other..... 1-450-647-8000
HELP DESK	International..... (IAC)*-8000-268-8000	Fax..... 1-450-647-2888
Toll free where available (SIL GEN-027)	* International Access Code	Web Site..... www.pwc.ca

A

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Monday, 14 April 2008; 18:20 local time
Site	Valdemaqueda municipal limits (Madrid)

AIRCRAFT

Registration	EC-FHZ
Type and model	PIPER PA-28R-200
Operator	Private

Engines

Type and model	LYCOMING IO-360-C1C
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	55 years old
Licence	Airline Transport Pilot License ATPL(A)
Total flight hours	25,000 h (approximately)
Flight hours on the type	Over 4,000 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew		2	
Passengers		1	
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Destroyed
Third parties	Trees

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Instructional – Dual
Phase of flight	En route – Cruise level

REPORT

Date of approval	26 September 2011
------------------	-------------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On 14 April 2008, a Piper PA-28R-200 aircraft, registration EC-FHZ, took off from the Cuatro Vientos Airport at 17:44 to go on a local two-hour training flight. Onboard the aircraft were an instructor and two students, one of whom was in the LH seat in the cockpit. In the flight plan filed, however, only two persons were listed as being onboard the aircraft.

According to the pilot in command's statement, the fuel tanks had been fully refilled prior to takeoff and he had conducted the pre-flight check. During the flight, they proceeded toward El Tiemblo (Avila), after which they planned to continue on to El Escorial (Madrid). During this leg the crew noticed a sudden increase in engine speed and a drop in propeller pitch. The instructor took the controls and tried to keep the engine running, though it eventually stopped. The occupants reported a burnt smell inside the cabin.

When the instructor was unable to restart the engine, he carried out the engine failure procedure and prepared to make an emergency landing. The rough terrain in the area made it impossible to find a suitable field in which to land. Given their low altitude, he headed for a tree-covered hillside where they impacted the top of a large pine tree and fell to the ground. The emergency landing took place at around 18:20. All three occupants were seriously injured.

Emergency services were notified and found the aircraft at 20:05. The occupants were taken to various Madrid area hospitals.

1.2. Damage to aircraft

The aircraft's structure was seriously damaged by the initial impact with the tree and then with the terrain.

1.3. Personnel information

The pilot had valid ATPL(A) and PPL(A) licenses, as well as the proper ratings for the flight in question. He also had a valid Class 1 medical certificate.

The pilot in the LH seat had an expired Private Pilot License PPL(A) and Medical Certificate (Class 1). On the date of the accident he was receiving training to renew his Single Engine Piston rating. It was his first instructional flight.

1.4. Aircraft information

1.4.1. *Airframe*

Manufacturer:	Piper
Model:	PA-28R-200
Production number:	28R-7135127
Registration:	EC-FHZ
Year of manufacture:	1971
Total hours:	7,758 h
MTOW:	1,202 kg
Owner:	Centro Tecnológico Are, S.L.
Operator:	Centro Tecnológico Are, S.L.

1.4.2. *Airworthiness certificate*

Number:	3325
Issue date:	9/06/2005
Expiration date:	7/06/2008

1.4.3. *Maintenance record*

Last inspection:	Date	Hours
50-hour:	30/05/2007	7,673
100-hour	23/08/2007	7,723
500-hour	12/05/2003	7,160

1.4.4. *Engine*

Manufacturer:	Lycoming
Model:	IO-360-C1C
Power:	200 HP
Serial number:	L-7850-51A
Total hours:	7,733 h

Last inspection:	Date	Hours
50-hour:	30/05/2007	7,642
100-hour	23/08/2007	7,694
500-hour	12/05/2003	7,163
Installed:		
• Used	14/11/1991	3,868 TSO

1.4.5. *Propeller*

Manufacturer	Hartzell
Model	HC-C2YK-1B/7666 ^a -2
Serial number	1054
Installed	• Aircraft hours: 7,159 h • Date: 24/04/2003

1.4.6. *Background*

The engine installed on the aircraft had been maintained by the same company that owned it under its authorization as maintenance center no. 157.

According to the documentation reviewed, the engine was overhauled on 2 December 1996 with 6,046 h time since new (TSN).

1.5. **Communications**

ATC services did not register by radio the aircraft emergency. It was the Air Traffic Service Reporting Office (ARO) that informed ATC of the incident, due to an instructor phone call.

However, as per instructor's statement, he communicated the emergency by frequencies 121.5 MHz (Emergency), 118.7 (Cuatro Vientos airport TWR) and 131.97 MHz (usual frequency outside ATZ).

1.6. **Wreckage and impact information**

Once the engine stopped, the pilot was unsuccessful in starting the engine using the start-up procedure. He then proceeded to conduct an emergency landing. In an effort



Figure 1. View of wreckage

to find a suitable landing area, he made two or three 360° turns, though he was unable to find an adequate field before the airplane lost altitude. He eventually headed for a hillside covered with large trees.

In the final moments of the flight, the aircraft “landed” on a treetop some 15 m off the ground that absorbed most its kinetic energy. The aircraft then fell to the ground on the shore of a stream.

The wreckage did not scatter. The right horizontal stabilizer was damaged, part of the right wing’s lower surface was missing (it had become lodged in the tree) and the wing roots had broken.

The on-site inspection revealed that the aircraft was configured for an emergency landing. The most notable aspects noted with regard to the powerplant were as follows:

- The propeller appeared to have impacted the ground at zero rpm’s
- Propeller pitch control broken
- Starting gear engaged.
- Gascolator without an internal filter
- Clean oil and filter
- No obstructions in air intake system
- Ignition system working
- The disassembly of the no. 2 cylinder revealed a broken crankshaft.

The Narco Avionics ELT10 emergency beacon, S/N 47680, was not armed and its battery had exceeded its lifetime limit (May 2001).

1.7. Survival aspects

The cockpit did not crush on impact and the safety harnesses fulfilled their design purpose. All of the occupants were, however, subjected to severe trauma. The impact with the treetop as the aircraft approached the ground had a positive effect on the occupants' ability to survive the impact.

As regards the search and rescue efforts, the aircraft was not found until 20:05. Once its occupants were stabilized, they were taken to Madrid area hospitals at around 21:00.

According to the reports from the emergency responders involved, the pilot called the emergency number 112 from the accident site and then the ARO office (Air Traffic Services Reporting Office). Once the initial information regarding the location of the crash site was received, emergency services in the Community of Castilla-Leon were notified. Given the lack of specific information on the location, the search area was expanded and the firefighting service of the Community of Madrid was notified.

The various communications and actions involved also resulted in the following services being activated, in addition to those already mentioned: SAR with a Puma helicopter; SUMMA 112 with a medical helicopter; the National Police, with a helicopter from the Cuatro Vientos base and a military Aviocar from the same base.

Despite the number of aerial resources used, locating the site was hampered by the wide search area in question and by the wooded nature of the terrain which served to conceal the aircraft. In the end, telephone and direct visual contact between the pilot and one of the helicopters aided in locating the downed aircraft.

The hardships described were exacerbated by the lack of positioning information that an ELT would have provided.

1.8. Tests and research

Engine inspection

The workshop inspection of the engine revealed the following:

- broken crankshaft between the central support and the aft part of the no. 2 cylinder crankpin,
- circular crack between the front crankshaft support and the front part of the no. 1 cylinder crankpin,



Figure 2. Engine and the no. 3 cylinder

- the central supports of the main crankcases exhibited fretting¹
- there was an orange coating on the through-studs for the central mount (like a plastic sealant)
- the base of the no. 3 cylinder was covered in a layer similar to that found on the through-studs,
- improper lubricant residue on the crankshaft central support,
- the half bearings from the crankshaft central support were worn from overloading (they were burred),
- the crankcase central support exhibited pile-up² due to overloading,
- of the engine's four pistons, the one installed in the no. 3 cylinder was different from the rest and did not correspond to the one installed during the engine's overhaul.

Metallurgical analysis and fracture process of the engine

The damaged components were taken to a materials testing laboratory for a more in-depth analysis of the fractures found in the engine.

The most notable aspects of said analysis were:

- the crankshaft fractured as a result of a simultaneous fatigue process in two areas of the same fracture surface (see Figure 3),
- the presence of several developing fatigue cracks in different sections of the crankshaft,

¹ Roughness or coarseness caused by material wear due to friction.

² Upward deformation of a surface that alters the contact plane between two surfaces.

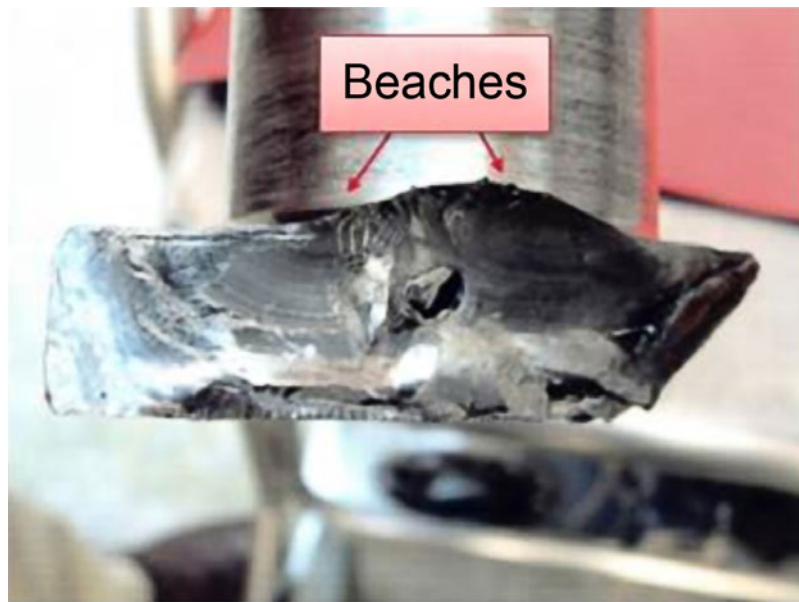


Figure 3. Crankshaft fracture area

- the high loading to which the crankshaft had been subjected was evidenced in the deformations found in the crankshaft's central support and in its half bearings, as shown by:
 - erosion and deformation in the greasing ports, see Figures 4 and 5,



Figures 4 & 5. Deformations in the central half bearing and half casing

- fretting in the contact area between the two half casings near the central support resulting from repeated relative motion of the contact surfaces under load, see Figure 6,
- edging on the side surface of the crankcase's central support and on one of the central half bearings.



Figure 6. Close-up of surface on central support

- fatigue cracks in both half casings,
- wear marks between the side faces on the half bearings.

Considerations on the final engine overhaul

According to the engine documentation, it had been in operation for 1,687 h since its last overhaul, which was completed at the authorized maintenance center run by the operator/owner of the airplane.

One of the overhaul documents consulted, the engine run-in deficiency log, had an entry stating that the engine was “losing oil at the base of the no. 3 cylinder” and that the corrective action taken was to “re-tighten the bolts at the base of the no. 3 cylinder”.

The post-accident inspection of the engine revealed the presence of abundant sealing material (see Figure 2) in the through-studs and at the base of the no. 3 cylinder (see Figure 3). It was also noted that the new cylinder installed in this position was subsequently replaced by another.

Also of note regarding the engine documentation is the fact that the structural inspections of the critical components, as opposed to what was contained in the report, had been conducted using the liquid penetrant test, as required by Lycoming’s Overhaul Manual for all of the ferromagnetic components in its engines.

There is also a contradiction in the dates on the overhaul report since the maintenance center’s “Receiving Sheet” indicates the engine as being received on 22/11/1996, though the center’s reports for when the pieces were subjected for structural inspections were dated 8/11/1996. It could not be confirmed whether the pieces subjected to

testing were subsequently installed on the engine with serial number L-7850-51A, since the pieces are only identified with a description and a part number, instead of a serial number, even though it is well-known that certain components, such as the crankshaft, do have a serial number.

Other pieces shown on the listing of replaced parts during the overhaul, such as the through-studs, we deemed acceptable after the structural inspection.

1.9. Organizational and management information

The information obtained from Spain's Aviation Safety Agency (AESA) shows that Centro Tecnológico Are, S.L., is authorized to provide Private Pilot License classes from 08/06/2001 until 08/04/2012.

As a maintenance organization, the company is currently authorized, since 20/08/2010, to carry out tasks pursuant to Part M Subpart F. It is currently in the process of providing the necessary documentation to obtain approval as a CAMO (Continuing Airworthiness Maintenance Organization).

2. ANALYSIS

2.1. General

The aircraft was conducting a visual flight in the foothills of the Guadarrama mountains, at the southwestern edge of the province of Madrid, bordering on Segovia.

According to the pilot's account, while in flight, the engine suddenly sped up and the propeller pitch dropped. The actions taken did not keep the engine from stopping.

The flight instructor then carried out the in-flight engine stoppage procedure and prepared for an emergency landing. The rough terrain made it difficult to find a suitable landing area. The pilot tried to reach a hillside he had spotted but was unable to reach it. The airplane impacted a treetop, which absorbed its descent momentum, before falling to the ground.

All three occupants suffered serious injuries.

2.2. Considerations on the rescue of the aircraft's occupants

The terrain where the aircraft fell, though accessible, was in a wooded area that impeded direct visual contact from the air. The availability of a cellular telephone and cellular coverage was instrumental to locating the site.

The event gives rise to two considerations: the time to locate the site and the coordination of the rescue teams.

In terms of the first, the time required to locate the site was prolonged beyond that theoretically necessary due to the following:

- The emergency beacon did not work because it had not been properly maintained (this same consideration was analyzed in report A-043/2008, which included the following Safety Recommendation³).
- The radio emergency issued by the pilot was not received by ATC services, due to the short range of the VHF equipment and the orographic features of the terrain the pilot was flying. It prevented him from knowing the approximate landing zone.

With regard to the second item, the facts ascertained reveal that the rescue teams belonged to different services and organizations, including a total of six aerial services, possibly due to two circumstances: a lack of coordination and an excessive desire to find the accident site.

In relation to the above, CIAIAC report A-031/2006 included a Safety Recommendation (REC 02/10)⁴ that was applicable to this case.

2.3. Analysis of the metallurgical study and fracture process of the engine

The results of the study show that the crankshaft broke as the result of excessive bending loads originating in the central half bearing, which was mounted outside of its positioning tabs, specifically, toward the front of the engine. This, in turn, resulted in the greasing stub becoming lodged in the surface of the central half bearing.

As a consequence, the crankshaft journal, which is alongside the central support, shifted, leading to its misalignment with respect to the other two supports, causing increased bending loads on the crankshaft. The additional loads, then, in conjunction with the probable appearance of vibrations and increased loads on the half casing mounts, incubated the various cracks discovered during the inspection.

³ REC 08/11: It is recommended that Spain's Aviation Safety Agency (AESA) use the Airworthiness Review (AR) process, whether conducted by AESA itself or by duly authorized Continuing Airworthiness Management Organizations (CAMOs), to ensure that a check is made of the correct operation and coding of Emergency Locator Transmitters (ELT).

⁴ "So as to ensure accurate coordination between various emergency services, it is recommended that both the Interior Ministry's Civil Protection Agency and Emergencies Directorate and the Ministry of Defense's Air Force ensure that the 112 Emergency Response Service of the various Autonomous Communities and Search and Rescue Services (SAR) consider informing and communicating with the other(s) of those aircraft accidents to which they respond."

2.4. Analysis of the overhaul prior to the accident

As noted in Section 1.8, the entries in the engine run-in deficiency log already indicated that this engine was “losing oil at the base of the no. 3 cylinder” and that the corrective action taken was to “re-tighten the bolts at the base of the no. 3 cylinder”. This action, while seemingly correct, contradicts Lycoming’s indications in its Service Instruction no. 1290E, “Repair of Oil Leakage at Crankcase Thru-Stud Location”.

The post-accident engine inspection also revealed the presence of excessive sealing material over the length of the through-studs, as a result of attempting to seal the stud holes, and at the base of the no. 3 cylinder. It was also noted that this same cylinder was installed new during the overhaul and was subsequently replaced.

All of these circumstances confirm the fact that over the course of its operating lifetime, this engine showed some leaks, which was located in the general area of the base of the no. 3 cylinder and not to the faulty installation of the half bearings, as was concluded by the metallurgical study, apart from consuming oil.

The aforementioned actions indicate that the engine overhaul procedures were not properly executed and that the maintenance actions that followed from that point until the time of the accident was also inadequate and not in keeping with the engine manufacturer’s recommendations. In summary, procedures were either lacking or were not adhered to.

Also of note is the fact that the Authority’s repeated renewals of the airworthiness certificate did not detect the deficient maintenance practices carried out on the engine, as was made apparent by the presence of the sealing material.

As a result, this report includes two safety recommendations, one for the Centro Tecnológico Are, S.L., to update or implement maintenance procedures that ensure proper maintenance and adhere to the manufacturer’s indications, and the other for Spain’s Aviation Safety Agency to ensure that the aforementioned procedures are suited to the maintenance tasks involved.

3. CONCLUSION

3.1. Findings

- The instructor was properly licensed for the flight.
- The aircraft had a valid Airworthiness Certificate.
- The engine stopped during the flight.
- The crankshaft broke as the result of a fatigue process.
- The fatigue process was a consequence of the improper installation of the crankshaft’s central support half bearings.

- The maintenance procedures performed during the overhaul did not conform to the manufacturer's approved methods.
- The periodic maintenance tasks performed after the overhaul did not attempt to find and correct the cause of the oil leak noted from the no. 3 cylinder, but rather to alleviate the leak.
- No safety-related issues were detected during the Airworthiness Certificate renewal process begun after the overhaul.
- The aircraft's emergency beacon was inoperative due to a lack of maintenance.
- The resources used to locate and rescue the aircraft's occupants were not properly managed or coordinated.

3.2. Causes

The accident was caused by the in-flight fracture by fatigue of the crankshaft as the result of the improper installation of the central support half bearings.

Other relevant factors that contributed to the eventual fracture were the improper practices during the engine overhaul and the subsequent maintenance tasks that were performed.

4. RECOMMENDATIONS

- REC 43/11.** It is recommended that Centro Tecnológico ARE, S.L., review and update its aircraft maintenance procedures, and in particular that said procedures reflect the methods approved by the aircraft and/or component manufacturers.
- REC 44/11.** It is recommended that Spain's Aviation Safety Agency (AESA) ensure that the maintenance procedures of Centro Tecnológico ARE S.L., are appropriate for the level of authorized maintenance.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	4 September 2008; 15:38 UTC ¹
Site	Seville Airport

AIRCRAFT

Registration	F-GLEC
Type and model	AEROSPATIALE SN-601 Corvette S/N: 30
Operator	Airbus

Engines

Type and model	PRATT & WHITNEY JT15D-4
Number	2

CREW

	Captain	Copilot
Age	55 years old	44 years old
Licence	ATPL(A)	ATPL(A)
Total flight hours	4,700 h	1,200 h
Flight hours on the type	3,100 h	750 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew		2	
Passengers		8	
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor damage to left landing gear leg, fuselage and left wing
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General Aviation – Business (corporate operations)
Phase of flight	Takeoff

REPORT

Date of approval	26 September 2011
------------------	-------------------

¹ All times in this report are in UTC unless otherwise specified.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The aircraft had flown from Toulouse to Seville on the morning of 4 September, landing without incident at the Seville Airport at 06:45.

The return flight to Toulouse was scheduled for 15:35. The aircraft, flown by the same crew as on the flight to Seville, requested engine start-up at 15:16. There were eight passengers on board.

After a normal taxi phase, the aircraft started its takeoff run at 15:26. Once airborne, the crew braked the tires, as specified in the normal procedures, and then attempted to actuate the gear retraction lever, though they were unable to do so as it was locked in place.

They kept climbing and at 15:29, ATC informed them that they were not receiving a signal from the SSR transponder on their screen. The crew replied that they would check the equipment.

At 15:30 the controller insisted on the need to have a functioning SSR transponder to fly in that airspace. After requesting information on their position, he instructed them to return immediately. The crew reported their position and turned back.

They were cleared to land at 15:37.



Figure 1. Condition of aircraft on runway

After touching down at 15:39:30, during the last part of the landing run the left wing gradually descended until it made contact with the runway surface, sliding along it over the course of some 50 m until the aircraft came to a stop within the paved area (Figure 1).

There was no fire. An emergency evacuation was conducted. There were no injuries to either the passengers or crew.

At 15:42, emergency services reported to the scene. They detected a fuel leak in the left wingtip tank and cooled the surfaces in contact with the runway by spraying them with foam.

1.2. Damage to aircraft

There was damage to the left landing gear leg, the left wing flaps and the left wingtip fuel tank.

The shock absorber on the left leg lost its integrity as a result of the outer cylinder separating from the piston, though neither component evidenced any signs of impact or deformations (Figure 2).



Figure 2. Left main landing gear leg

1.3. Personnel information

Both members of the flight crew were rated to fly on the SN-601. They also had instrument ratings (IR/ME). The captain was also rated as a flight instructor on the aircraft type (TRIA SN-601).

The crew of the incident aircraft was the same that had flown in from Toulouse a few hours earlier. During the incident flight, the pilot flying was the captain.

1.4. Aircraft information

1.4.1. General

The aircraft was a Corvette SN-601, manufactured by Aerospatiale. It is a twin-engine low-wing design with a maximum takeoff weight of 7,000 kg. This unit was manufactured in 1976 and had serial number 30. The takeoff weight reported for the incident flight was 6,800 kg.

It was equipped with two Pratt&Whitney JT15D-4 turbofan engines, which were mounted at the rear of the fuselage.

According to the aircraft's log, it had 14,341 flight hours and 11,137 operating cycles.

It had an Airworthiness Review Certificate (ARC), which had been issued on 26/03/2007 and first extended on 19/02/2008. It was valid until 09/05/2009.

Airbus, the Corvette SN-601 aircraft Type Certificate holder, has informed that this Type Certificate, issued by French DGAC on 29 May 1974 has been renewed on date 24 February 2011 upon a request placed by Airbus on 23 April 2010.

1.4.2. Landing gear

The landing gear is a tricycle retractable design with a single wheel on each leg (Figure 3).

The main gear legs are hinged. Shock absorption is achieved by means of oil-pneumatic struts outfitted on each leg.

The gear is lowered and raised by means of a hydraulic actuator. In its full down position, the actuator activates a micro-switch that provides the "gear down and locked" signal. The "gear up and locked" signal is provided by another micro-switch that is engaged by the mechanical locking mechanism that is activated when the leg is housed in its compartment under the wing.

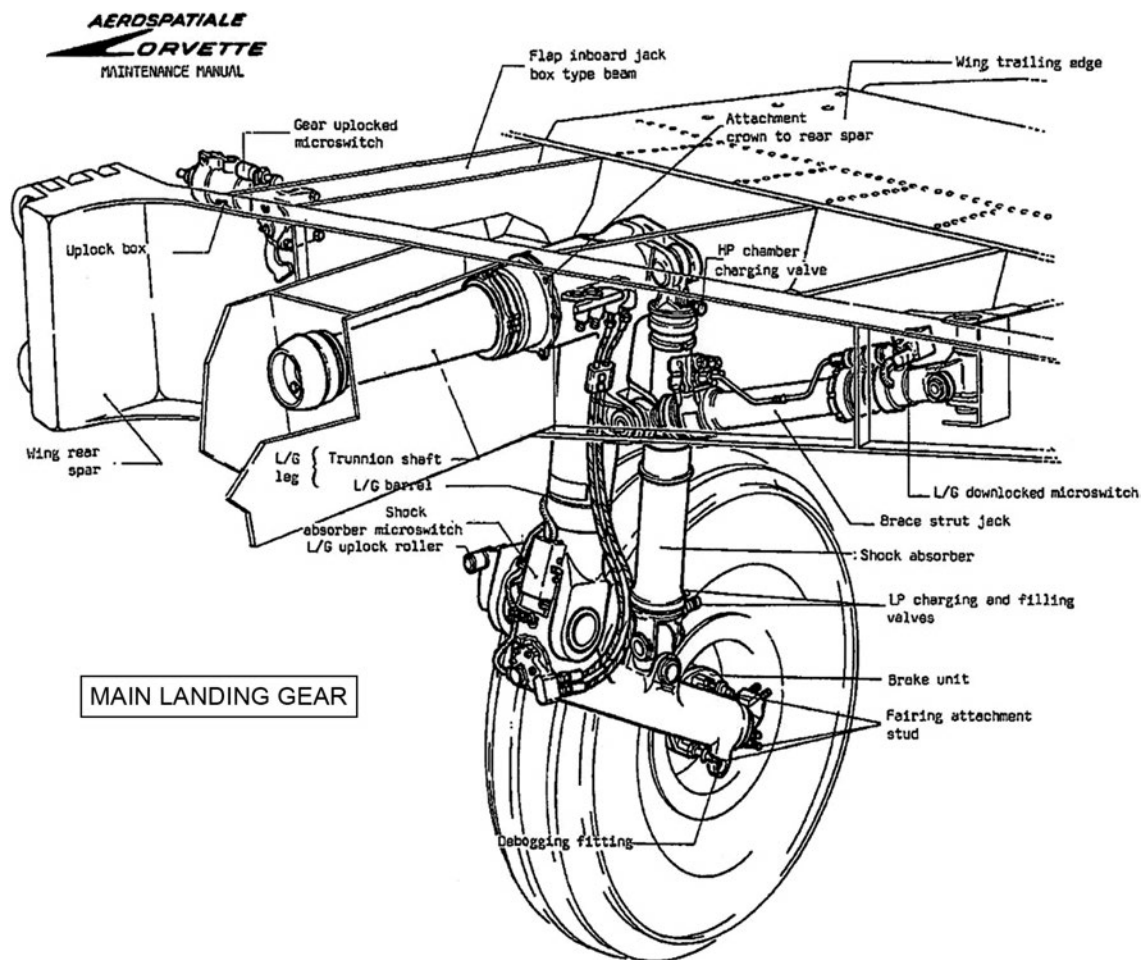


Figure 3. Diagram of main landing gear

The main gear leg fairings consist of three doors, two of which move in unison with the leg without any type of mechanism. The third is operated through actuating rods.

The gear is both electrically and hydraulically actuated. The electrical signal generated when the gear lever is moved goes to an electrohydraulic distributor that transmits the pressure to the actuators either to extend (DOWN position on lever) or retract (UP position on the lever) the gear. There is a manually actuated backup distributor in the cockpit for extending the gear in the event of an electrical fault in the primary system. If hydraulic pressure is lost, the gear can be lowered by means of a manual pump.

1.4.3. Main gear shock absorber

1.4.3.1. Description

Landing gear loads are absorbed through the use of oil-pneumatic shock absorbers. The upper end of each strut is attached to the segment that connects the leg to the wing

spar by means of a simple hinge, while the lower end is attached to the bar on the leg where the tire is housed by means of a dual-axis hinge (Figure 3).

The shock absorbers (Figure 4) consist of an outer cylinder and a hollow piston, or inner cylinder, that moves inside the outer cylinder (items no. 2 and no. 1). The inside of the piston is in turn divided into two chambers separated by an intermediate piston (item no. 31). The upper chamber is at high pressure (212-bar load pressure), and the lower chamber is at low pressure (41-bar load pressure).

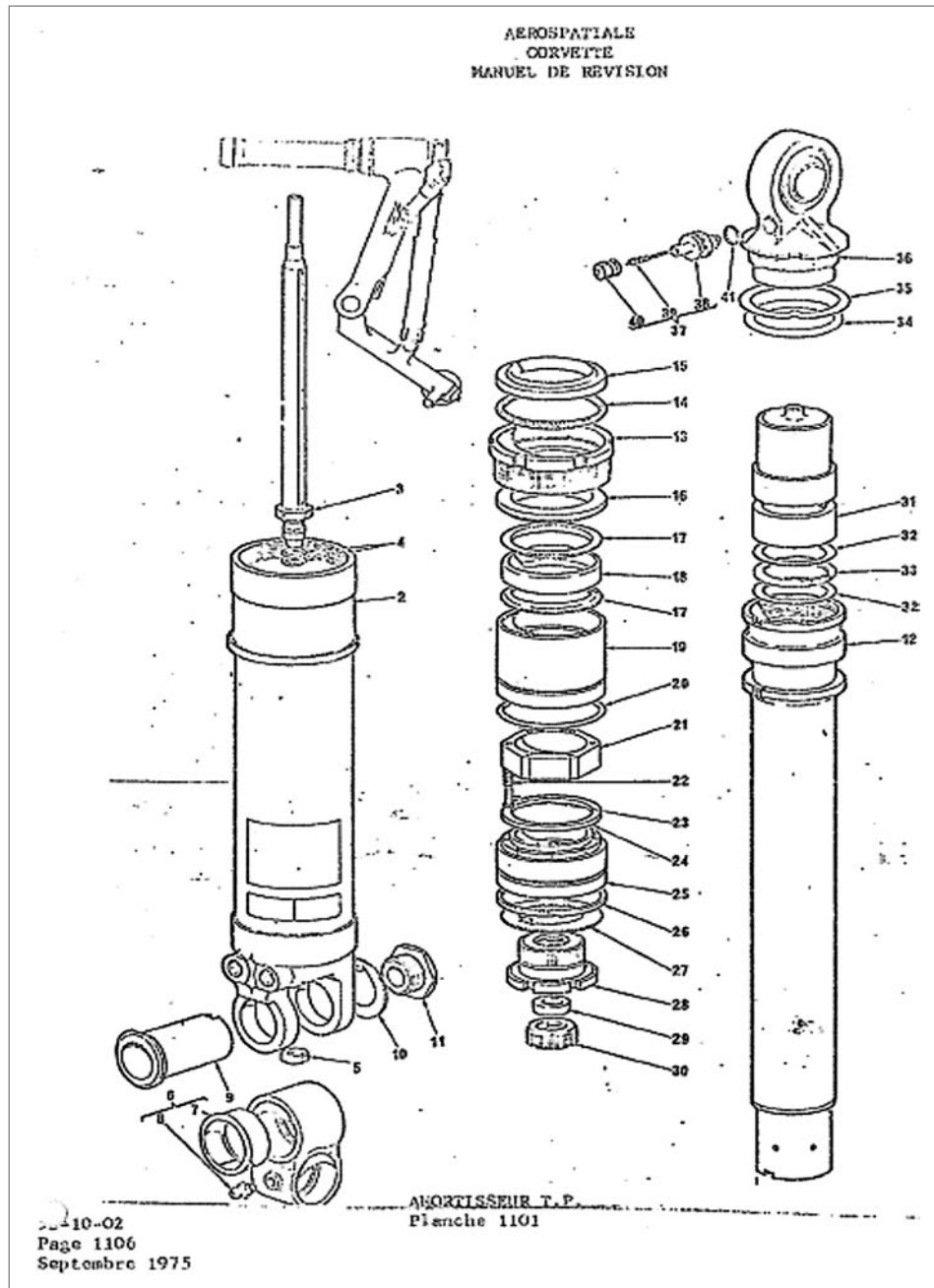


Figure 4. Parts of main gear shock absorber

The low-pressure chamber is in contact with the outer cylinder to allow the transfer of hydraulic fluid.

The sealing mechanism between the cylinder and piston consists of two sets of seals, bearings and segments. One is attached to the inside of the plunger and the other to the outside of the piston. The upper set rests on a narrow portion inside the plunger and is fastened to the upper edge of the plunger by means of a nut threaded to the plunger body (item no. 13). The lower set is firmly attached to the thinnest part of the piston, at its bottom end, by means of another nut threaded into the body of the piston (item no. 28). This nut is locked by means of a washer (item no. 27) that has a tab on its upper face that is inserted into a key machined into the edge of the piston.

When the shock absorber extends, the coming together of these two assemblies acts as a stop to limit the upper movement of the piston and keep it from traveling outside the outer cylinder.

The compression or extension of the shock absorbers is used to provide information to different systems whose operating logic depends on the status of the airplane (air or ground). Two micro-switches located in the leg hinges close a ground contact when the shock absorbers are compressed (airplane on ground), energizing various systems (ground air conditioning fan, opening of the outflow valve, test circuit for the angle of attack alarm, horizontal stabilizer position alarm, energy to the stick pusher and erasure of the CVR).

The signal from these micro-switches is also used to lock the gear actuating lever in the "Down" position when any of the shock absorbers is compressed, thus preventing the gear from being retracted while the airplane on the ground.

The micro-switch in the left leg (called 2GD) also supplies a ground/air signal to a relay (called 3GD) that provides energy to the system that controls the secondary surveillance radar (SSR) transponder.

1.4.3.2. Maintenance history

The record for the affected shock absorber on the left leg (P/N 15330001A) showed that it had been in service for 1,737 flight hours and 1,545 cycles since its last overhaul (TSO), which had been performed in September 2006. It was repaired in January 2008 to correct a loss of hydraulic fluid in the high-pressure chamber, after which it had flown 224 h, completing 140 cycles.

Its counterpart on the right main gear leg had been installed on another aircraft of the same type and whose service history is unknown. It was last inspected in June 2007 and had flown 451 cycles and completed 280 cycles since.

The Aircraft Maintenance Manual specifies that the shock absorber must undergo a detailed visual inspection and the hydraulic fluid replaced every six years. The compression of the shock absorber is also checked as part of the daily inspection.

1.5. Communications

At 15:16:33, the aircraft initiated communications with ramp control at Seville Airport to request start-up. ATC authorized the start-up and provided information on QNH, departure route, initial flight level, squawk code (which was 4616) and control tower frequency. The crew acknowledged all of this information.

At 15:22:03, the crew tuned in to the control tower frequency and reported they were ready to taxi. They were instructed by the tower to proceed to the runway 27 hold point.

At 15:25:40, the control tower cleared them to line up and hold on the runway.

At 15:26:42, the control tower cleared them to takeoff, and reported wind from 210° at 15 kt.

At 15:28:32, the controller in the tower requested confirmation of the SSR transponder code, to which the crew replied giving the assigned code (4616).

At 15:29:05, the controller reported that he was not receiving a signal on the radar screen. The crew replied that they would check the SSR.

At 15:30:06, the controller insisted on the need to have a working SSR transponder in that airspace. The crew indicated its knowledge of this fact and that it was checking the transponder.

At 15:31:09, the controller requested a position report. The crew replied by giving the radial they were on with respect to the airport (303). They did not provide altitude information.

At 15:31:25, the controller requested that the airplane return, clearing them to enter the runway 27 downwind leg. The crew confirmed the request and acknowledged the circuit information.

At 15:33:05, the controller requested a position report. The crew reported that they were on the runway 27 downwind leg at 1,500 ft.

At 15:34:53, the controller informed them that they were number two to land behind other traffic. The crew reported the traffic in sight and that they would follow it.

At 15:37:49, the controller cleared them to land and reported the wind from 210° at 18 kt.

At 15:39:46, the crew reported a problem and the controller informed them that he saw something unusual in the left wing.

At 15:41:54, the crew reported they were blocking the runway and that the passengers were fine.

At 15:42:19, the controller informed the crew that he would send a vehicle for the passengers.

Finally, at 15:42:42 the crew reported that the left gear had not lowered.

1.6. Tests and research

A test of the aircraft indicated that the shock absorber piston on the left leg had detached from the plunger.

The sealing assembly (seals, bearings and segments) attached to the outer cylinder was mounted in its correct position and held in place by the proper nut (item no. 13). The corresponding components on the inner piston, however, held by nut no. 28, had come loose and detached from the piston, falling to the bottom of the outer cylinder.

1.6.1. *Inspection of shock absorber*

The shock absorber (P/N 15330001A, S/N 83) on the left main gear leg was inspected at the facilities of Hydrep in France in October 2008. The resulting report was issued by the manufacturer, Messier-Dowty. It was thoroughly disassembled and cleaned.

All of its components appeared to be in good condition, with only a few wear marks consistent with normal operations. There were no significant defects on the outer or inner surfaces of either cylinder.

The nut used to hold the set of seals, bearings and segments firmly in place inside the inner cylinder (item no. 28) did not exhibit any marks or damage, either to the body or threads.

The bend in this nut's retaining washer (item no. 27) was apparently within the limits for being housed inside the slot on the nut and stop the movement of the assembly (Figures 5 and 6). It also had circular friction marks halfway along its circumference (Figure 5).

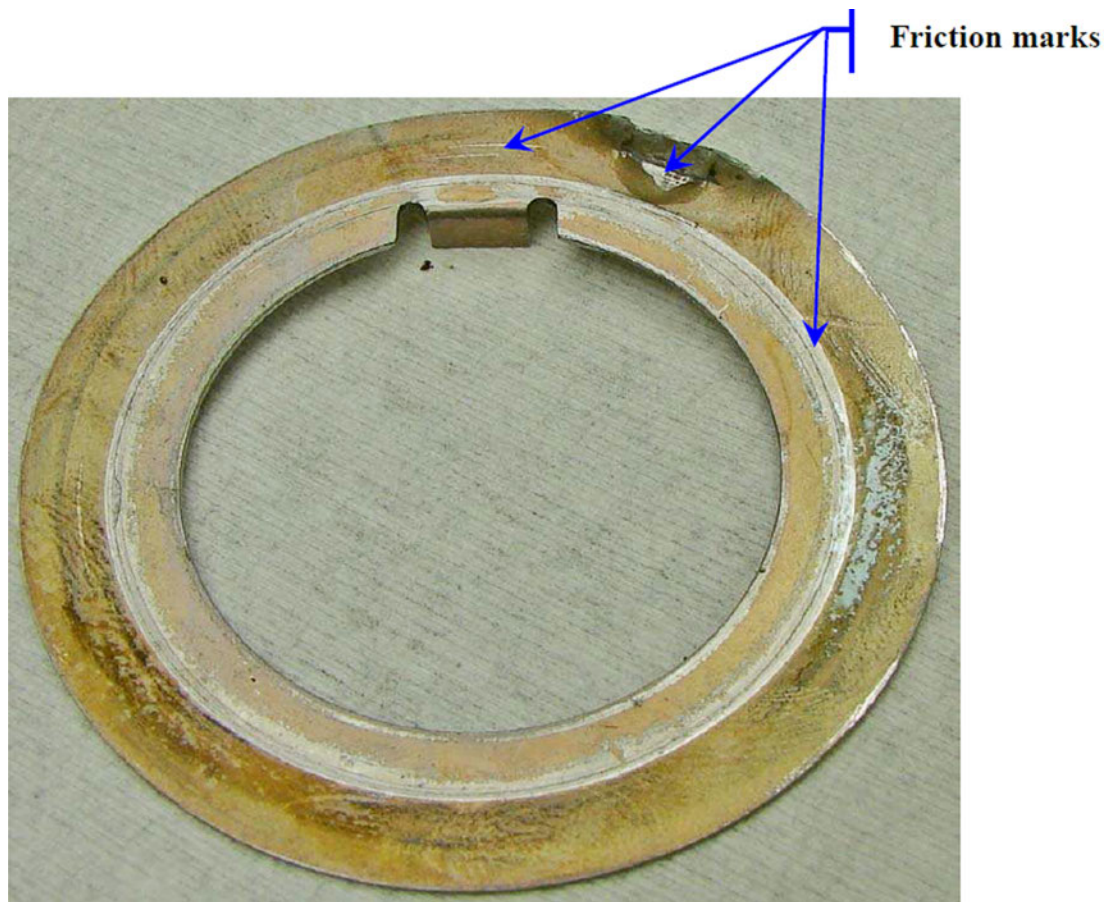


Figure 5. As-found condition of retaining washer

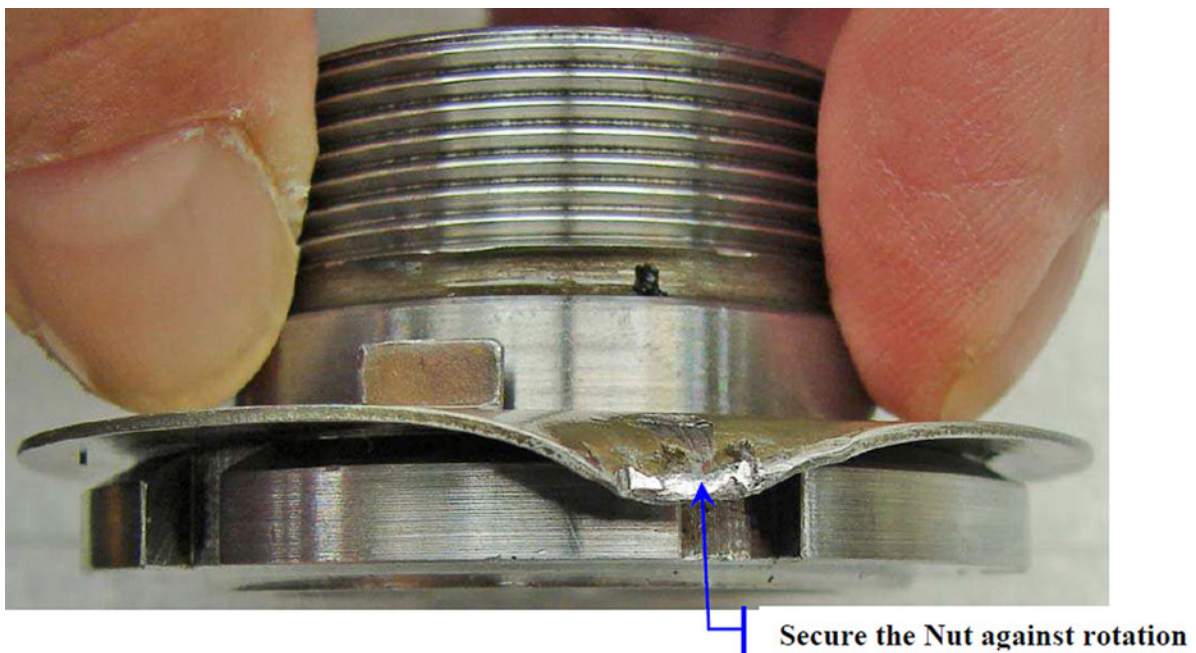


Figure 6. Nut and washer as assembled

1.7. Additional information, previous failures in this shock absorber type

Information was obtained regarding two similar incidents also caused by a failure of the shock absorber:

1. In August 1988, at the airport of Le Bourget (France). The gear could not be retracted after takeoff and the left leg collapsed during the subsequent landing. The upper and lower cylinders separated. An analysis of the shock absorber revealed that the nut, item no. 28, was not tight and that the retaining washer (item no. 27) was not properly bent to prevent rotation of the nut. The shock absorber had undergone 69 cycles since the last overhaul.
2. An event similar to the above took place in March 1989 at the Saint Yan Airport (France). The post-incident investigation revealed that the nut (item no. 28) was loose and the washer (item no. 27) was insufficiently bent to prevent the nut from rotating. The shock absorber had undergone 81 cycles since the last overhaul.

As a result of these events, Airbus issued a new revision to the Component Maintenance Manual (CMM ERAM), reference 32.10-02, dated November 1989.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

2.1. Failure of gear to retract and in SSR transponder

After an uneventful taxi and takeoff, the crew of the aircraft was unable to retract the gear due to the associated lever being locked in the "Down" position. Under normal conditions, the compression of the shock absorbers is interpreted by the micro-switch as being indicative of an "airplane on ground" condition. This results in the gear lever being locked so as to prevent its accidental actuation while the airplane is on the ground.

Upon taking off, the loss of integrity of the left shock absorber very likely led to the abnormal and sudden extension of the leg, damaging the left-side micro-switch (2GD). As a consequence of this, the gear's electrical control circuit did not receive the "air" signal, which locked the lever and prevented the gear from being retracted.

Shortly after takeoff, ATC contacted the crew to inform them that they were not receiving a signal from their secondary radar transponder.

The aircraft's ATC system is designed to relay the signal from the SSR transponder only when the aircraft is in flight. To do this, it relies on the same signal that locks the gear lever in place, that is, the signal from the micro-switch. After takeoff, the micro-switch in the left leg (called 2GD) provides a signal to a relay (called 3GD), which in turn

supplies electrical energy to the system that control the SSR transponder. Since said micro-switch was damaged on takeoff, the relay was not energized and the airplane's radar transponder did not activate.

At no time did the crew declare an emergency. Though they were unable to retract the gear, the cockpit readings indicated that the gear was down and locked, which they interpreted to mean that it was safe to conduct a landing.

Only after the airplane was already traveling on the runway during the landing run did they identify the presence of a problem, as they noted the airplane deviate left and the subsequent slump of the left wing. These two effects began as the airplane reduced speed, which caused a loss of aerodynamic lift and increased loading on the landing gear. The left gear, which lacked the support of the shock absorber, yielded under the weight causing the wingtip to contact the ground.

Once the airplane stopped, the crew erroneously reported that the left gear was retracted. At no time following the takeoff had the gear been retracted.

2.2. Failure of main gear shock absorber

In flights prior to the incident flight there had been no indications of a fault or of any abnormalities involving the landing gear. The fault occurred suddenly when the left leg shock absorber over-extended as the aircraft became airborne and the compression loads on the gear disappeared.

The internal failure of the shock absorber resulted from the complete loosening of the locking nut on the upper cylinder or piston which holds the sealing assembly in place. Neither the nut nor the shock absorber components displayed any damage that would indicate that the fault took place as a result of unusual conditions different from those present during normal operations.

The washer that is used to prevent the nut from rotating is designed to have a dual rotating effect, provided in part by the 90° angled tab on its inside, which is inserted into the key machined into the piston, and that keeps it from rotating with respect to the piston, and partly by a bend in its outer diameter that is produced ad hoc, once the nut is tightened so that this bent area can be inserted into a slot on the nut. It was noted that the washer in the incident airplane featured the lip and appeared to have been bent in accordance with the maintenance procedures.

A check of the friction marks on the washer revealed that it was able to keep the piston from rotating but not the nut, which turned gradually over the course of an indeterminate number of cycles, until it became completely loose.

2.3. Findings

The incident took place as a result of the separation of the two cylinders that comprise the shock absorber on the left main gear leg, and which, in addition, led to the transmission failure of the SSR transponder.

Investigations into previous similar incidents concluded that they had likely resulted from maintenance errors, as a consequence of which the aircraft manufacturer, with the aid of the shock absorber manufacturer, modified its Component Maintenance Instructions (CMM) to reduce the risk of deficient maintenance practices causing the catastrophic failure of the shock absorber.

An analysis of the circumstances involved in this incident does not provide clear evidences as to point to deficient maintenance in violation of airworthiness instructions or to an extreme condition caused by the abnormal operation of the aircraft. As a result, a safety recommendation is issued whose goal is to reduce the risk of a failure in the piston closing and locking mechanism.

3. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 48/11. It is recommended that Messier-Dowty, the manufacturer of the shock absorber with P/N 15330001A, revise the anti-rotation system for the nut on the piston sealing assembly (P/N 15381), either by modifying the design or the continuous airworthiness instructions, so as to ensure that the system remains operable throughout the useful lifetime of the shock absorber.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Thursday, 22 January 2009; 11:54 local time ¹
Site	Sabadell Airport (Barcelona)

AIRCRAFT

Registration	EC-DMR
Type and model	CESSNA F-172-RG
Operator	Top Fly

Engines

Type and model	LYCOMING O-360-F1A6
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	31 years old
Licence	Commercial Pilot License CPL(A)
Total flight hours	3,300 h
Flight hours on the type	900 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Significant
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General Aviation – Instruction
Phase of flight	Landing

REPORT

Date of approval	26 September 2011
------------------	-------------------

¹ All times are local. To obtain UTC, subtract one hour from local time.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Description of event

The aircraft took off from Sabadell Airport at 08:50 with an instructor and a student onboard to conduct an IFR (Instrument Flight Rules) instructional flight.

They made an ILS approach to the Reus Airport, which proceeded normally. Upon returning to the Sabadell Airport, they entered the traffic circuit to the right of runway 31. When the crew lowered the landing gear, they noticed that the associated indicating light was off. They then verified visually that the right main landing gear leg was not fully extended. After completing both the normal and emergency procedures, they contacted the control tower at 10:22 to inform them of the situation.

They then made an authorized fly-by of the tower, after which the controller confirmed that in fact the gear configuration was not symmetrical.

Finally, and after remaining airborne for an additional hour some distance away from the airport and trying several more times to lower the gear, they decided to return to the airport after reviewing the emergency landing procedure.

They made a second fly-by to have tower personnel confirm the gear position before the instructor finally landed the airplane, turning off the engine and electrical system once the airplane was safely on the ground.



Figure 1. Photograph of airplane

During the landing run the instructor kept the airplane's weight on the left wheel. After coming to a nearly full stop, the right wing dropped, its tip resting on the ground and the airplane doing a 180° turn.

The control tower alerted the airport's firefighting service, which reported to the scene after the landing to cover the runway with foam. Both occupants were unharmed and left the aircraft under their own power.

The airplane's right wingtip and horizontal stabilizer, which was also resting on the ground, were damaged. The right main landing gear leg and the nose wheel leg also suffered significant damage.

The post-incident inspection revealed that the actuator for the right gear leg was cracked, as shown in Figure 2, which prevented it from properly performing its function of extending the leg.



Figure 2. Broken actuator

1.2. Personnel information

The instructor, who was in the RH seat, had a commercial pilot's license CPL (A), valid since 2001, with multiengine (MEP) and instrument IR(A) ratings. He was also rated as a flight instructor FI(A)² and a class instructor CRI(A)³. He also had a valid medical certificate. He had a flying experience of 3,300 hours, of which 900 had been on the type.

The student pilot had a student pilot permit SP(A) and was receiving training to obtain a CPL(A) license with an IR(A) rating.

² FI(A) Flight instructor rating for PPL(A) licenses on single-engine airplanes.

³ CRI(A) Class instructor rating for single-pilot multi-engine airplanes.

1.3. Aircraft information

1.3.1. General information

The CESSNA 172 RG, serial number 172RG0547, was manufactured in 1980. It had a valid airworthiness certificate and at the time of the incident had logged 6,619:45 flight hours. It had been used primarily for flight training since 2002.

It had undergone the following maintenance inspections:

Inspection type	Hours on airplane	Date
50 h	6,007 h	18-01-2008
100 h	6,053 h	06-02-2008
50 h	6,106 h	11-03-2008
200 h	6,151 h	28-03-2008
50 h	6,196 h	09-04-2008
100 h	6,240 h	25-04-2008
200 h	6,291 h	23-05-2008
50 h	6,338 h	27-06-2008
100 h	6,384 h	15-07-2008
50 h	6,431 h	20-08-2008
200 h	6,478 h	29-09-2008
50 h	6,530 h	25-11-2008
100 h	6,580 h	31-12-2008

As reflected in the aircraft maintenance documentation analyzed, the main landing gear had been checked, as required by CESSNA service bulletin 01-2-RG MLGA Rev. 2 of 4 June 2007, during the 50-hour inspection conducted on 9 April 2008 with 6,196 flight hours on the airplane.

That bulletin had been issued to address the need to inspect the main gear actuators for the possible presence of fatigue cracks on the edges of the inner side walls of the actuating ring. The bulletin specifies to replace the actuator or actuator body if any cracks are noted on these parts.

The bulletin notes that if no cracks are found in those actuators with the part numbers listed (which includes the one involved in this incident, 9882015-2), they should be modified and subsequently inspected according to the instructions detailed in the same bulletin.

The modification involves polishing the edge of the 2.28-inch diameter hole on the main landing gear actuator ring using fine-grained sandpaper to achieve a continuous polish starting from the edge of the 1-inch diameter oval hole so as to eliminate any sharp edges or tool marks that can be detected with the finger (see Figure 3).

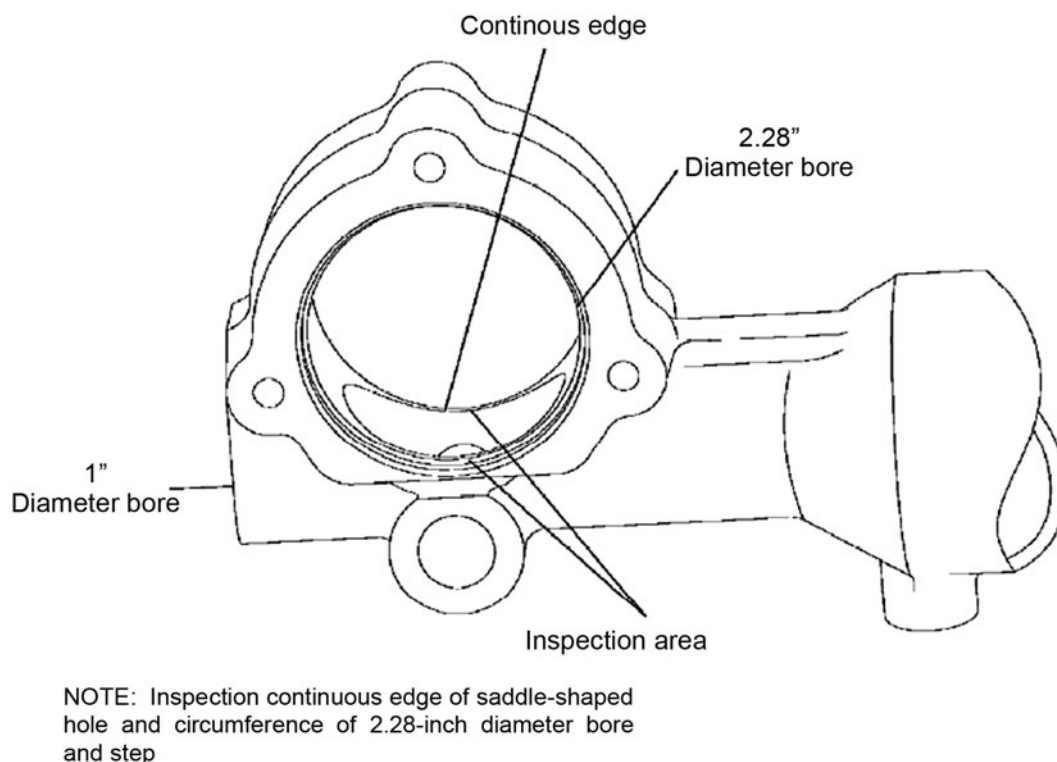


Figure 3. Main landing gear actuator inspection

Compliance with the bulletin is mandatory and must be ensured as follows:

- The initial inspection and the checks of actuators with more than 3,000 total hours in service are to be conducted during the next scheduled fuselage maintenance, not to exceed 100 h of operation.
- Subsequent inspections are to be made every 500 h.

Actuators with other part numbers, which are also provided, do not require a modification but must undergo a subsequent inspection.

The bulletin adds that failure to comply could result in damage to the main landing gear actuator.

It also details the areas to inspect, which do not coincide exactly with those areas where the actuator ring in this incident fractured, as well as the inspection method (using liquid penetrants).

1.3.2. Information on main landing gear

The landing gear works by means of a hydraulic system that interacts with an electrical system which is used to control it and also to provide constant gear position indications. Both the retraction and extension of the gear involve actuators located in each of the three gear legs.

The main gear legs (struts) are attached to a rigid piece (pivot) that, when it rotates, extends or folds the leg. This piece in each leg is in turn joined to an actuator through a toothed circular section that is housed in the actuator ring (the part that broke).

A toothed piston that moves inside the actuator meshes with the circular section, allowing the pivot, and thus the gear leg, to move. See Figures 3 and 4.

Figure 4 shows a close-up of the gearing between the toothed piston and the toothed circular section.

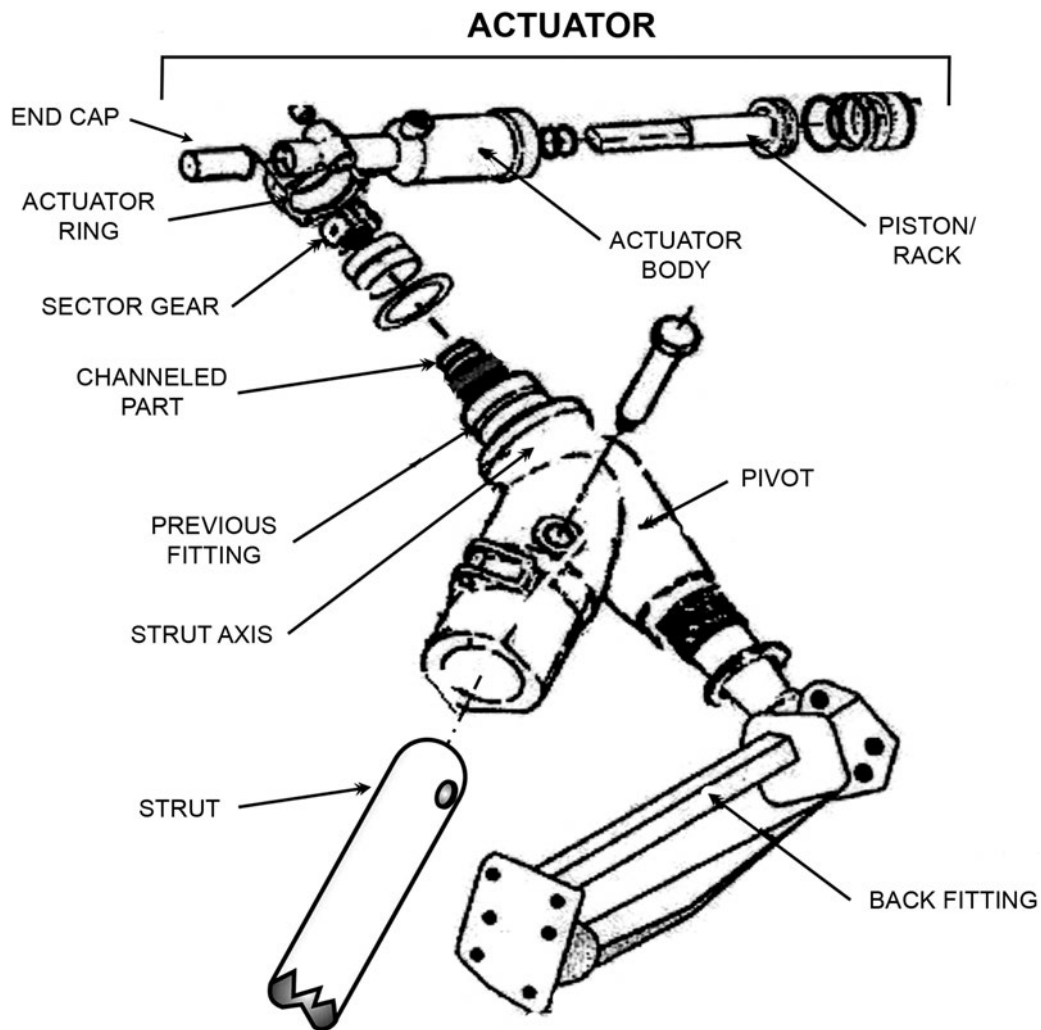


Figure 4. Leg actuator and pivot

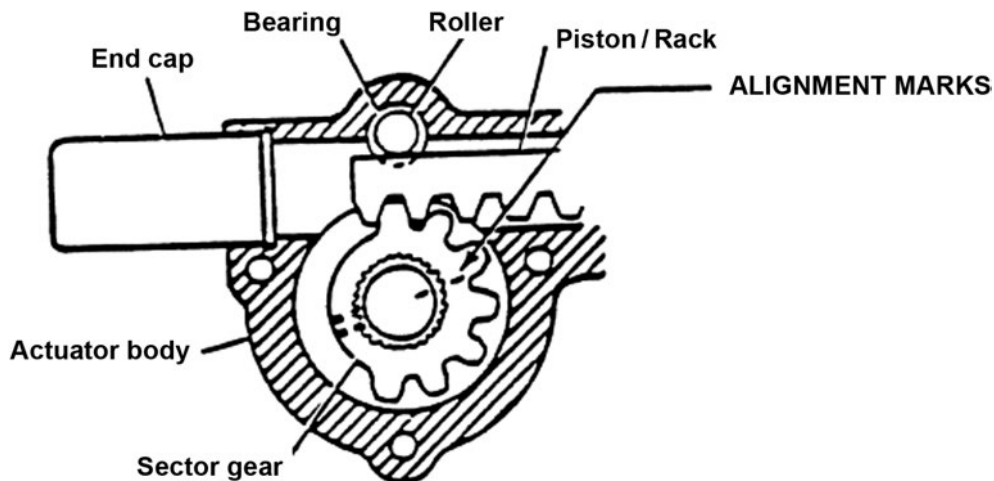


Figure 5. Diagram of the actuator gear

When the gear is down and locked, a green light turns on in the instrument panel. An amber light is on when the gear is in transit.

1.3.3. *Maintenance of fractured area*

As specified in the maintenance manual for the 172 RG airplane, in order to maintain the landing gear, it must be first be disconnected from the hydraulic system and then disassembled. The parts must then be inspected as follows:

- Carefully clean all of the parts in solvent.
- Check the surfaces for cleanliness, cracks and wear.
- Inspect the housing, rotating elements, piston, roller and the actuator body for cracks, chips, scratches, marks, wear or any surface irregularity that could affect the normal operation of the actuator.
- Ensure the bearings move freely and do not have any scratches or marks.
- Check the inner gear on the actuator ring.

Any damaged components must be replaced.

1.3.4. *Emergency landing with engine power*

The emergencies in the Pilot Operating Handbook do not specifically cover a failure of the landing gear, but they do provide general coverage of the emergency landing, either with or without engine power.

If the engine has power, the items to be performed are as follows:

- Passenger seats in upright position.
- Seatbelts fastened.

- Indicated airspeed: 60 kt.
- Flaps down 20°.
- Select field for full landing.
- Electrical components turned off.
- Flaps down 30° on touch down.
- Doors unlocked.
- Touch down with tail slightly downward.
- Ignition off.
- Mixture cut.
- Brake smoothly.

1.4. Tests and research

The leg actuator was sent to a laboratory for analysis.

Three cracks were found in the annular part near the two orifices located where the ring joins the actuator's tubular body.

Cracks A1 and A2 (see Figure 5) were located at one end of the assembly. The walls of the upper hole were cracked through.

Crack B only ran through one of the walls on the inner orifice. Along with this crack, another small crack that was detected on the ring's outer wall that did not penetrate through the thickness of the wall.

The analysis was conducted in three stages. The first involved a visual inspection using instruments that provided up to 30x magnification. The material characteristics were then studied and involved both chemical and micro-structural analyses as well as mechanical tests. Lastly a fractographic analysis was done using macrofractographic and microfractographic observations.

The conclusions were as follows:

- The material from which the piece was manufactured did not exhibit any defects that could have decreased the strength of the actuator material under the conditions involved in the fracture.

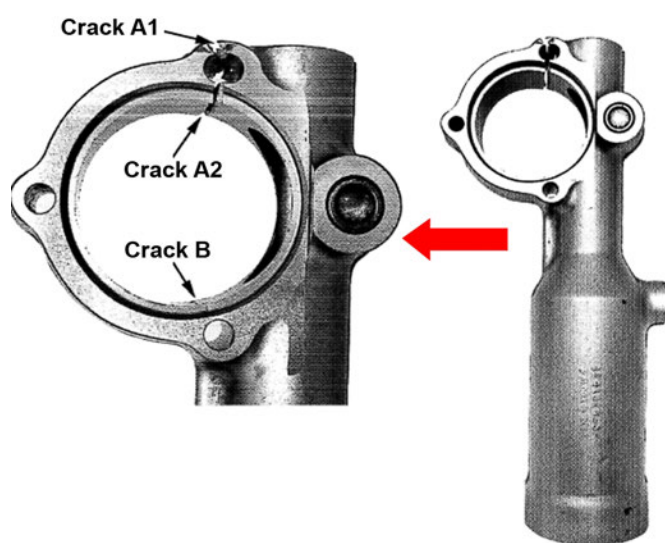


Figure 6. Cracks in the actuator

- The fracture mechanism involved was microvoid coalescence, typical of static overload fractures, and which resulted from the effects of a tensile load leading to local circumferential stresses in the annular section of the actuator.

Figures 6 and 7 show the cracks in detail.

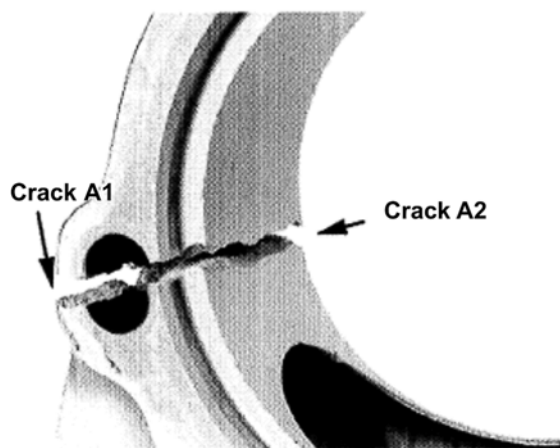


Figure 7. Close-up of cracks A1 and A2

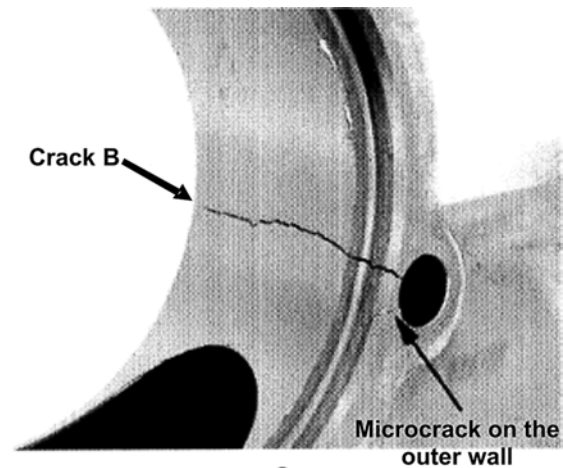


Figure 8. Close-up of crack B

1.5. Previous cases recorded by the NTSB on the same piece breaking in other similar aircraft

NTSB informed of the following previous cases of the same piece breaking in other aircraft similar to the incident one, which are summarized in the following board:

Registration	Date	Place	Cause
N-9451D	12-11-1997	San Diego	Actuator overload
N-9506D	15-02-1999	Lawrenceville	Actuator fatigue
N-6231V	21-08-1999	Miami	Actuator overload
N-6525R	26-09-2002	Billings	Actuator fatigue
N-6543V	12-10-2003	Camarillo	Actuator overload. Not compliance with the Service Bulletin
N948SM	15-09-2004	Montgomery	Hydraulic liquid line separated from its fitting
N-6140R	31-10-2004	Kingman	Airplane's landing gear extension system failure
N-522GC	10-06-2007	Lantana	Hydraulic liquid line separated from its fitting
N-9395B	08-02-2007	Daytona Beach	Actuator overload
N-6562V	07-02-2008	Cahmblee	Nose gear actuator O-ring cracked
N-6272R	10-01-2009	Carson City	Actuator overload

2. ANALYSIS

The investigation revealed that the instructor had ample experience, which made it possible for him to detect the gear malfunction quickly and to take the measures specified in the flight manual to conduct an emergency landing under power. All proper precautions were taken and the landing was made without injuries to persons and with only minor damage to the aircraft.

The efforts to lower the gear once the fault was detected also relied on the use of proper safety measures. ATC services were instrumental in facilitating the crew's task and in providing support in a safe environment at all times.

With regard to the fracture of the actuator in the leg, it should be noted that the aircraft had been used for pilot training since 2002, as a result of which it had probably been subjected to occasional hard landings leading to high static loads. Another point to consider is that pilot training requires flights without an instructor, which increases the likelihood that landings harder than desired will be made.

The maximum static load that the actuator on the right leg could withstand was probably exceeded on one or several occasions, resulting in stresses that gave rise to the appearance of the cracks that were detected during the investigation. These cracks weakened the area, which structurally was less sound, causing the collapse of the actuator.

3. CONCLUSIONS

The accident was caused by the fracture of the actuator in the right main landing gear leg which resulted from a static overload fracture due to local stresses that had formed in the annular region of the actuator.

4. RECOMMENDATIONS

None.