



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

Boletín Informativo

6/2013



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

6/2013



**GOBIERNO
DE ESPAÑA**

**MINISTERIO
DE FOMENTO**

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-13-023-4

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-035/2011	27-09-2011	EC-CXP	Cessna 172-H «Reims»	Proximidades del aeropuerto de Sevilla (LEZL)	1
(*) IN-002/2012	21-01-2012	EC-HCG	ATR-72-212A	Aeropuerto de San Sebastián	19
(*) IN-027/2012	16-07-2012	EC-HMD	Air Tractor 802	San Rafael (Ibiza, Illes Balears)	57
(*) IN-031/2012	11-08-2012	D-EEDM	Cessna 177RG	Aeropuerto de Almería	73
ULM A-005/2013	25-05-2013	EC-LPL	Vol-9 Sky Ranger 912	Campo de vuelos de Olocau (Valencia) .	103
(*) ULM A-006/2013	20-07-2013	EC-GF8	Pipistrel Sinus 912	Proximidades de Foz (Lugo)	113
IN-019/2013	12-07-2013	F-GUSK	Aviat A-1B (Husky)	Aeropuerto de Reus (Tarragona)	121
A-030/2013	13-09-2013	D-KMLA	Glaser Dirks DG-800B	Lles de Cerdanya (Lleida)	129

ADENDA	137
--------------	-----

(*) 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
AAIB	Air Accident Investigation Branch (Reino Unido)
AC	Corriente alterna
ACC	Centro de Control de Área
AD	Directiva de aeronavegabilidad
ADC	Computador de datos de vuelo
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
AHRS	Sistema de referencia de rumbo y actitud
ARC	Certificado de revisión de la aeronavegabilidad
ATC	Control de tránsito aéreo
ATPL(A)	Piloto de transporte de línea aérea de avión
CAME	Manual del procedimientos de la CAMO
CAMO	Organización de gestión de aeronavegabilidad continuada
CECOPS	Centro de coordinación de operaciones
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
cm	Centímetro(s)
CM1	Puesto de pilotaje izquierdo
CM2	Puesto de pilotaje derecho
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CVR	Registrador de voz en cabina
CY	Revisión estructural
DC	Corriente continua
DFDR	Registrador digital de datos de vuelo
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
EASA	European Aviation Safety Agency
EFIS	Sistema electrónico de instrumentos de vuelo
FAA	Federal Aviation Administration (Estados Unidos)
FC	Ciclos de vuelo
FCU	Unidad de control de combustible
FDR	Registrador de datos de vuelo
FH	Horas de vuelo
ft	Pie(s)
G	Aceleración de la gravedad (9,81 m/s ²)
GPU	Unidad de potencia auxiliar de tierra
GRS	«Galaxy Rocket System»
GS	Velocidad respecto a tierra
h	Hora(s)
HP	Caballo(s) de vapor
hPa	Hectopascal(es)
HV	Horas de vuelo
IMU	Unidad de medida inercial
in	Pulgada(s)
IPC	Catálogo ilustrado de piezas
IR	Habilitación de vuelo instrumental
ITT	Temperatura entre turbinas
JAR-FCL	Requisitos conjuntos de aviación para las licencias de la tripulación de vuelo
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetros por hora
kt	Nudo(s)
l	Litro(s)
LESO	Código OACI para el aeropuerto de San Sebastián
LEVf	Código OACI para el aeródromo de Villaframil
LEZL	Código OACI para el aeropuerto de Sevilla

Abreviaturas

LT	Hora local
m	Metro(s)
m/s	Metros por segundo
MEP	Habilitación para avión multimotor de pistón
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MOE	Manual de la organización de mantenimiento
MOR	Sistema de control de combustible de emergencia
MPC	Ordenador de grabación de datos de vuelo («Multipurpose Computer»)
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue («Maximum Take-Off Weight»)
N/A	No afecta
N1	Velocidad del fan del motor
NG	Velocidad de rotación del compresor
NH(X)	Velocidad de giro de la turbina de alta (n.º de motor)
NP(X)	Velocidad de giro de la hélice (n.º de motor)
NTSB	National Transport Safety Board
P/N	Número de parte («Part Number»)
PF	Piloto a los mandos («Pilot Flying»)
PM	Piloto de monitorización («Pilot Monitoring»)
PPL(A)	Licencia de piloto privado de avión
PRL	Prevención de Riesgos Laborales
PRM	Manual de referencia del piloto («Pilot Reference Manual»)
psi	Libras por pulgada cuadrada
PTT	Botón de comunicaciones
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
QRH	Manual de Referencia Rápida
rpm	Revoluciones por minuto
s	Segundo(s)
S/N	Número de serie
SDR	«Service Difficulty Report»
SEP	Habilitación para avión monomotor de pistón
SIL	Carta de servicio («Service Information Letter»)
TAS	Velocidad verdadera respecto del aire
TAXI	Lista normal de rodaje
TC	Certificado de tipo
TCH	Titular del certificado de tipo («Type Certificate Holder»)
TCM	Teledyne Continental Motors
TGLI	Licencia de piloto de planeador
TOAM	Técnico de operaciones en el área de movimiento
TQ(X)	Par suministrado por el motor (n.º de motor)
TSB	Autoridad investigadora canadiense
TWR	Torre de Control
ULM	Aeronave ultraligera
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VHF	Frecuencia muy alta

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 27 de septiembre de 2011; 16:44 h¹
Lugar	Proximidades del aeropuerto de Sevilla (LEZL)

AERONAVE

Matrícula	EC-CXP
Tipo y modelo	CESSNA 172-H «Reims»
Explotador	Aeroclub de Sevilla

Motores

Tipo y modelo	TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS TCM/RR O-300-D
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	33 años
Licencia	CPL(A)
Total horas de vuelo	425 h
Horas de vuelo en el tipo	118 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Ninguno
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Despegue – Ascenso inicial

INFORME

Fecha de aprobación	27 de enero de 2014
---------------------	----------------------------

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora UTC salvo que se especifique expresamente lo contrario. Para obtener la hora local es necesario sumar 2 horas a la hora UTC.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó a las 16:39 h para realizar un vuelo local, de escuela, con salida y llegada al aeropuerto de Sevilla (LEZL). A bordo iban el instructor, el alumno en doble mando y un tercer ocupante. Según el testimonio del instructor, una vez la aeronave hubo despegado, cuando se encontraban sobre el punto Sierra (véase Anexo A), a unos 1.000 ft de altura, el motor comenzó a dar falsas explosiones con pérdida de revoluciones. El instructor decidió entonces proceder de nuevo al aeropuerto y lo comunicó a la dependencia de control (TWR de LEZL). Ante la imposibilidad de llegar a la pista de aterrizaje, el instructor decidió realizar un aterrizaje en la antigua base militar de San Pablo, en una zona próxima al aeropuerto, situada al suroeste de éste (véase Anexo A).

Los ocupantes resultaron ilesos. La aeronave no sufrió daños de consideración exceptuando aquellos confinados al motor.

En la inspección del motor realizada posteriormente y durante el desmontaje de éste el balancín del cilindro número 2 se encontró fragmentado en dos partes.



Figura 1. Fotografía de la aeronave en el lugar del aterrizaje

1.2. Información personal

El instructor, de 33 años de edad y nacionalidad española, tenía licencia JAR-FCL de piloto comercial CPL (A) y certificado médico clase 1 y 2, ambos válidos y en vigor. Contaba con las habilitaciones de polimotor, monomotor e instructor. Tenía una experiencia de 425 h en total, 118 de ellas en el tipo.

El alumno de 27 años de edad y nacionalidad francesa, tenía autorización de alumno piloto y certificado médico válido y en vigor. Contaba con 40 h de vuelo en total y en el tipo. El alumno iba a los mandos hasta el momento del incidente, en el que el instructor tomó los mandos de la aeronave, las comunicaciones y finalmente realizó el aterrizaje.

1.3. Información de aeronave

1.3.1. Información general

La aeronave, Cessna F-172-H «Reims» con número de serie (S/N) 172-0367 es una aeronave monomotor, de ala fija de plano alto y tren triciclo fijo. Esta aeronave está equipada con un motor Teledyne Continental Rolls Royce modelo TCM/RR O-300-D con número de serie (S/N) 30R870. La hélice marca McCauley, de dos palas, es un modelo 1c172EM7653 con número de serie E5042. En el momento del incidente la aeronave contaba con 2.864 h y el motor con 490 h desde el overhaul². De acuerdo al registro de matrículas, a fecha de su matriculación (22/11/1976), la aeronave tenía un motor Continental tipo O-300-D.

El certificado de matrícula, de aeronavegabilidad y demás documentación administrativa de la aeronave era válida y estaba en vigor.

1.3.2. Historial de mantenimiento del motor

El motor fue instalado por un centro de mantenimiento³ (diferente al que actualmente mantenía la aeronave) cuando ésta contaba con 2.388 h. En la orden de trabajo, se reflejaba el desmontaje del anterior motor y la instalación del motor del incidente, el cual era del mismo modelo y provenía de overhaul.

La revisión de overhaul fue realizada en un centro de mantenimiento alemán autorizado JAR145 en 2004. El potencial remanente del motor a partir del overhaul se establece en 1.800 h o 12 años, lo primero que ocurra. Con fecha 30 de junio de 2004 se emitió

² Inspección y revisión completa del motor hasta dejarlo en un estado similar al de motor nuevo.

³ Centro de mantenimiento JAR145 autorizado.

el certificado de puesta en servicio tras el overhaul del motor. En él se hacía referencia a que se había realizado de acuerdo al Manual del Motor de TCM y que todos los boletines de servicio habían sido revisados y/o realizados. No se encontraron anotaciones explícitas de cambio de balancines o de casquillos de los balancines.

La primera orden de trabajo que constaba en el centro de mantenimiento⁴ actual de la aeronave era la correspondiente a la revisión del motor de 100 h (y/o anual), en octubre de 2006, cuando el motor tenía 17 h (aunque al realizar la trasposición de horas se anotó en la orden erróneamente 35 h⁵). La aeronave contaba con 2.405 h. En esta revisión se cambió el aceite y se comprobaron las compresiones de los cilindros.

El 18 de agosto de 2011 (a las 481 h) figuraba la realización de una reparación en el motor debido a la detección de una baja compresión de los cilindros 2 y 4. El certificado de entrada en servicio recogía lo siguiente:

«Se realiza reparación del motor (cilindros 2 y 4 por baja compresión).

De acuerdo al programa de mantenimiento PM-C172-CXP Ed.1, Rev. 0 de 20/09/2009. Se desmontaron el cilindro número 2 y 4 por baja compresión (válvulas de escape estaban gripadas y abiertas) se descarboniza la culata y las guías de válvula y se instalan nuevas las válvulas de escape de P/N AEC655971 y dos juegos de juntas P/N SA200T1. Se realiza prueba funcional en tierra quedando el motor listo para el servicio.»

Según la información recopilada durante la investigación, tras el problema de baja compresión de los cilindros 2 y 4, no se cambiaron los balancines de los cilindros afectados ni sus correspondientes casquillos. El Manual de Mantenimiento no refleja ninguna acción al respecto. Según el centro de mantenimiento se inspeccionaron visualmente los balancines sin apreciar ningún daño ni anomalía en su aspecto.

En el momento del incidente el motor tenía unas 490 h, nueve horas después de la reparación de los cilindros 2 y 4.

1.4. Información meteorológica

Según la información recopilada durante la investigación, el día del incidente había viento predominante del Sur, de dirección variable entre 40° y 160°, con velocidad entre 5 y 8 kt. Existía buena visibilidad en superficie, superior a 10 km, ninguna nube por debajo de 1.500 m, ausencia de cumulonimbos, así como de fenómenos de tiempo significativo. El QNH era de 1.019 hPa.

⁴ Centro de mantenimiento con autorización nacional.

⁵ Este desfase de 18 horas se arrastrará hasta la última anotación.

1.6. Comunicaciones

De acuerdo al registro de las comunicaciones entre la aeronave y la torre de control⁶, a las 16:33:06 h la aeronave estableció contacto con la torre de control para comunicar su intención de realizar el vuelo. Tras varias comunicaciones durante la rodadura hasta el punto de espera, a las 16:38:44 h, el controlador autorizó a la tripulación a despegar por la pista 09, informándoles del viento procedente de 190° de 10 kt de intensidad, instrucción que la tripulación colacionó a continuación.

A las 16:39:50 h la tripulación comunicó a la torre que estaban llegando al punto Sierra y un minuto después la torre les proporcionó el código de transponder asignado a la aeronave.

A las 16:43:39 h, la tripulación contactó de nuevo con la torre para informar de sus intenciones de volver a la base porque tenían fallo de motor. El controlador autorizó la vuelta al campo y preguntó a continuación si la aeronave iba a requerir algún tipo de asistencia en tierra, a lo que la tripulación contestó que en ese momento no sabían.

A las 16:44:59 h el controlador pidió posición de la aeronave porque no los tenía a la vista. La tripulación comunicó que se encontraban a unas 4 o 5 millas y que iban cayendo poco a poco.

A las 16:46:02 h la tripulación de la aeronave contactó de nuevo con la torre de control para comunicar que no iban a poder llegar al aeropuerto y que iban a buscar un lugar cerca. Diez segundos después, la tripulación comunicó que se encontraban a 300 ft y que iban a intentar llegar al campo, pero inmediatamente después decidieron aterrizar en las cercanías. El controlador colacionó la información añadiendo que tenía a la aeronave a la vista.

A las 16:47:08 h la tripulación comunicó que habían aterrizado sin novedad y que los tres ocupantes se encontraban bien.

Las siguientes comunicaciones a estas fueron las relacionadas con la ubicación exacta de la aeronave, la necesidad de asistencia o no a ésta y la gestión de la situación con bomberos y ACC Sevilla, no habiéndose observado anomalía alguna que pudiera resultar relevante para la investigación.

1.6. Información de aeródromo

El aeropuerto de Sevilla (LEZL) está situado a 10 km al Noreste de la ciudad de Sevilla. Tiene una elevación de 111 ft y dispone de una pista asfaltada con orientación 09/27 de dimensiones 3.362 × 45 m. En el Anexo A se puede ver la información sobre la carta de aproximación visual al aeropuerto y parte del trayecto realizado por la aeronave.

⁶ Todas las comunicaciones se produjeron en inglés.

1.7. Información adicional

1.7.1. Información sobre el motor y descripción de los balancines

El modelo O-300-D es un modelo con carburador, con seis cilindros opuestos, refrigerados por aire. Las válvulas van situadas en las cabezas del cilindro (véase figura 2).

El balancín es un mecanismo que bascula sobre un punto fijo soportado por un eje, situado encima de la culata. La función del balancín es empujar (con la zona denominada «patín») hacia abajo las válvulas de admisión y escape para que se abran. Esta apertura está sincronizada con los tiempos del motor (admisión, compresión, explosión y escape).

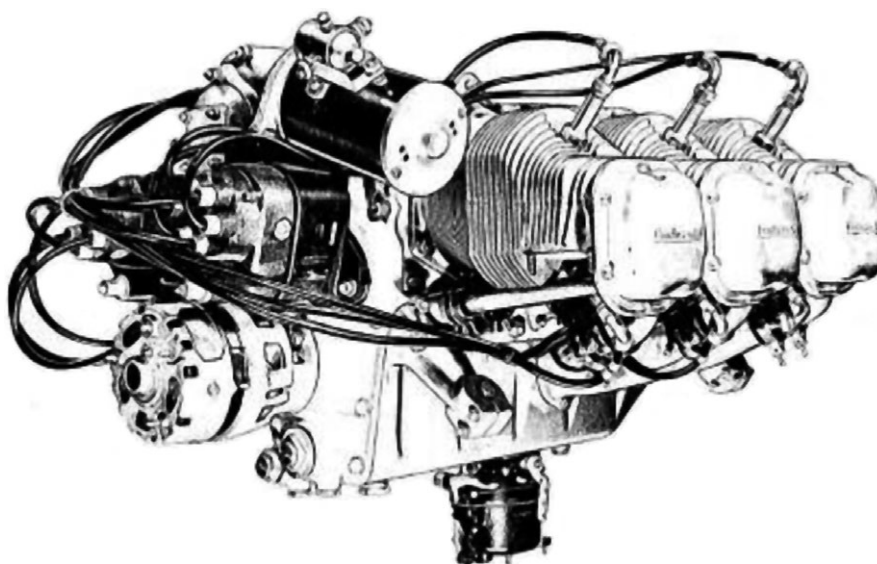


Figure 2. Right Rear View, O-300-D

Figura 2. Vista del motor O-300-D

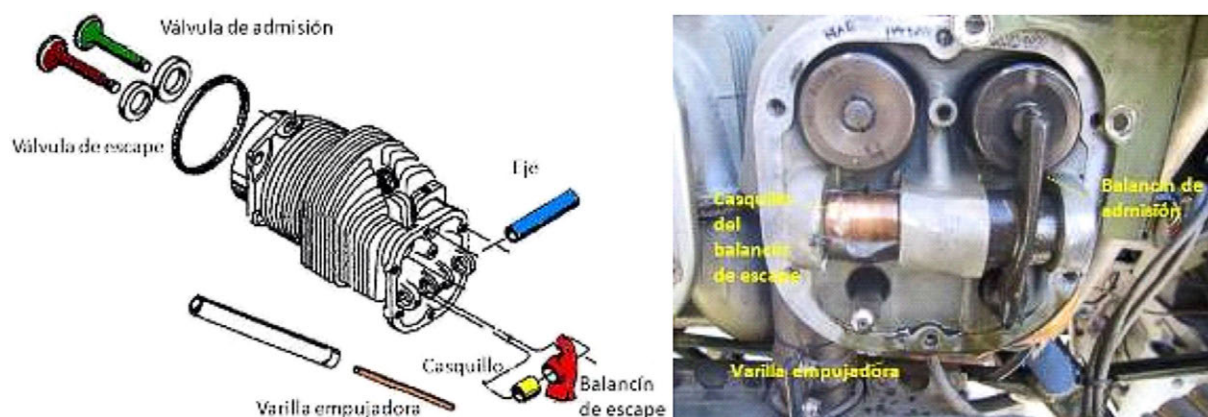


Figura 3. Vista simplificada del cilindro con el balancín y cabeza de cilindro n.º 2

El movimiento del patín del balancín contra las válvulas se consigue con el impacto de una varilla de empuje, movida por el árbol de levas, sobre la zona del balancín denominada «cazoleta». Todo este mecanismo está lubricado por aceite. Éste recorre la varilla empujadora a través de un canal interior hasta la cazoleta del balancín, lubricando interiormente el casquillo interior a través de dos orificios y éste a su vez el eje de giro. El balancín de admisión y de escape del mismo cilindro comparten eje de giro.



Figura 4. Detalle del corte de uno de los balancines mostrando el sistema de lubricación

1.7.2. Inspección de la aeronave

Tras el incidente, se procedió a realizar la inspección de la aeronave. Se realizó una puesta en marcha del motor comprobándose un fuerte «petardeo» a bajas revoluciones. Posteriormente se procedió a comprobar el estado de las bujías, rampas de encendido y estado de los conductos de la admisión y del escape. A continuación se procedió a realizar el desmontaje del motor. Se desmontaron las tapetas de la culata, donde van situadas las válvulas, observándose que el balancín de la válvula de escape del cilindro número 2 se encontraba partido en dos (véase Figura 5).

Una vez comprobado que los balancines del resto de los cilindros no tenían daños, se centró la inspección en el cilindro número 2 desmontándolo en su totalidad. Se comprobó el estado de las válvulas, guías de las válvulas, ejes de balancines, cilindro y pistón, no apreciándose daños a excepción del balancín roto. Había restos de aceite y tanto los ejes como los balancines aparecían bien lubricados. El eje común del balancín de escape y de admisión no estaba deformado. Todos los balancines tenían el número de parte (P/N) 35636/RR.

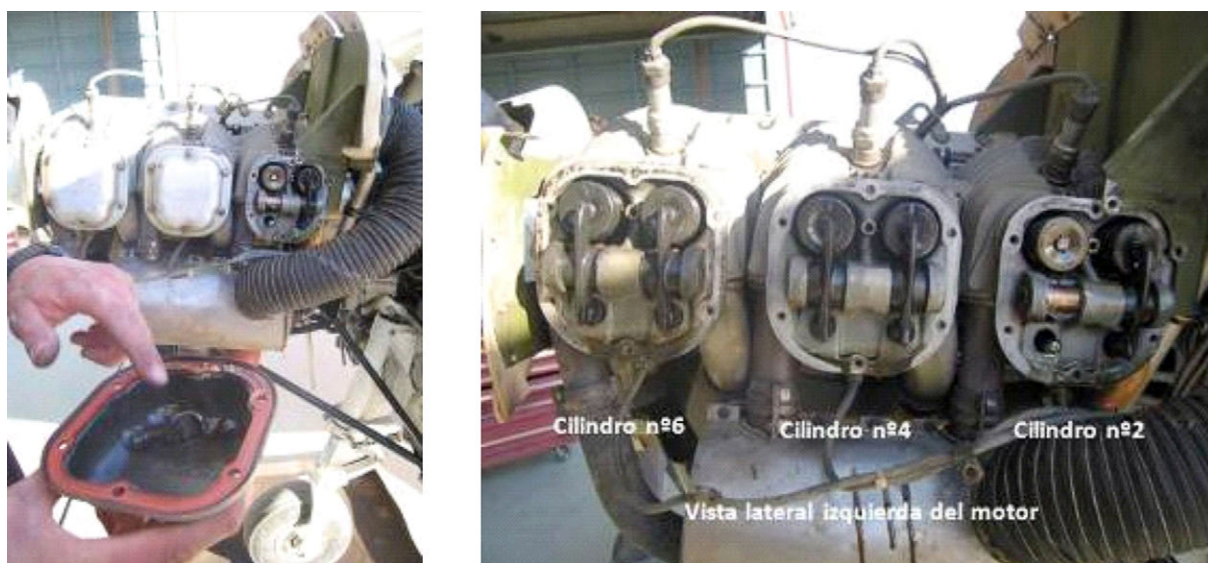


Figura 5. Desmontaje de las tapetas de los cilindros 2, 4 y 6 y estado de balancines



Figura 6. Balancines y eje del cilindro n.º 2

1.7.3. Información del fabricante del motor sobre los balancines

El Catálogo Ilustrado de Piezas (IPC) del fabricante reflejaba el balancín de admisión con número de pieza 639614 y el de escape con 639615. De acuerdo a la información proporcionada durante la investigación por el fabricante Continental (como TCHolder⁷ de los motores Rolls-Royce) el balancín con el número de pieza P/N 35636 se declaró obsoleto en el año 1971 y fue sustituido por el de número de pieza P/N 639446. En el plano de definición de este balancín se incluían los motores en los cuales estaban instalados. El modelo O-300-D no figuraba en esta lista, el más parecido era el O-300-

⁷ Titular del certificado tipo (TCH, «Type Certificate Holder»).

A. En el IPC aparecen dos tipos de balancines diferenciados: el de admisión y el de escape, con diferentes números de pieza a los anteriormente mencionados. En los planos de cada uno de ellos aparece el número de forja correspondiente, diferentes entre sí. El balancín de escape tenía número de forja 639446, el mismo que el del número de pieza por el que fue sustituido el balancín obsoleto.

Se preguntó al fabricante por las especificaciones del balancín y el motivo por el cual se decidió cambiar por otro. Asimismo, se consultó la diferencia entre el número de parte y el número de forja. También se preguntó la forma en que se comunicó a los interesados el cambio de balancines. El fabricante contestó que el motor era un motor Rolls-Royce y no uno Continental por lo que la responsabilidad del certificado de tipo⁸ del motor RR O-300 correspondía a Rolls Royce Limited en Inglaterra. Se comprobó que el titular⁹ del certificado de tipo del motor a fecha del incidente no era Rolls-Royce sino Continental, por lo que se insistió en las cuestiones planteadas anteriormente, solicitando más información sobre la trazabilidad del cambio de los balancines y sobre sus especificaciones técnicas con las cuales comparar la inspección en laboratorio que se iba a realizar sobre los balancines. No se volvió a obtener respuesta por parte del fabricante.

En la documentación del fabricante sobre mantenimiento no existe información referente al cambio de balancines durante las revisiones (ya sean las relativas al programa de mantenimiento, las de overhaul o información proporcionada por boletín de servicio o directiva de aeronavegabilidad). El Manual de Overhaul establece, en el apartado de Inspección, que los balancines deberán ser inspeccionados por grietas, particularmente alrededor de los orificios de lubricación. También incluye inspeccionar la rectitud, muescas y la condición general del casquillo. El cambio de casquillos de los balancines no viene reflejado expresamente. El Boletín de Servicio SB97-6 emitido por el fabricante (que sustituía al M-87-11 Rev-2) proporcionaba, entre otras, una lista para identificar piezas a reemplazar en todos los modelos de motores, durante las operaciones de mantenimiento, mantenimiento preventivo y overhaul. En concreto, en este boletín, se establecía una serie de componentes que debían ser remplazados por otros nuevos al realizar el overhaul del motor, entre los que aparecían expresamente los casquillos de los balancines. Este boletín no tenía fecha de revisión, sólo constaba la fecha de primera emisión (1997). La versión actual de este boletín corresponde al SB97-6B cuya fecha de edición es de 2009.

1.8. Ensayos e investigación

Se procedió a desmontar los balancines (admisión y escape), casquillos y ejes de giro de los balancines de aquellos cilindros que habían experimentado baja compresión (n.º 2 y n.º 4) y en los que se encontraron las válvulas de escape gripadas.

⁸ Certificado de tipo (TC). Documento expedido por un Estado para definir el diseño de un tipo de aeronave, motor o hélice y certificar que dicho diseño satisface los requisitos pertinentes de aeronavegabilidad del Estado.

⁹ Titular del certificado tipo (TCH).

En una inspección visual realizada al balancín del cilindro n.º 2 se observaba la rotura del éste con una clara zona de fatiga y otra de fractura (véase figura 7).

Por otro lado se observaba que la posición de los orificios de lubricación del casquillo no estaban alineados con sus correspondientes canalizaciones en el balancín (véase figura 8).

La zona del patín del balancín presentaba dos planos de contacto (véase figura 9).

Se enviaron estas piezas a laboratorio para realizar el estudio correspondiente al conjunto de balancín y casquillo de las válvulas de escape de los cilindros número 2 y 4 del motor Continental TCM-RR O-300-D, para permitir determinar lo siguiente:

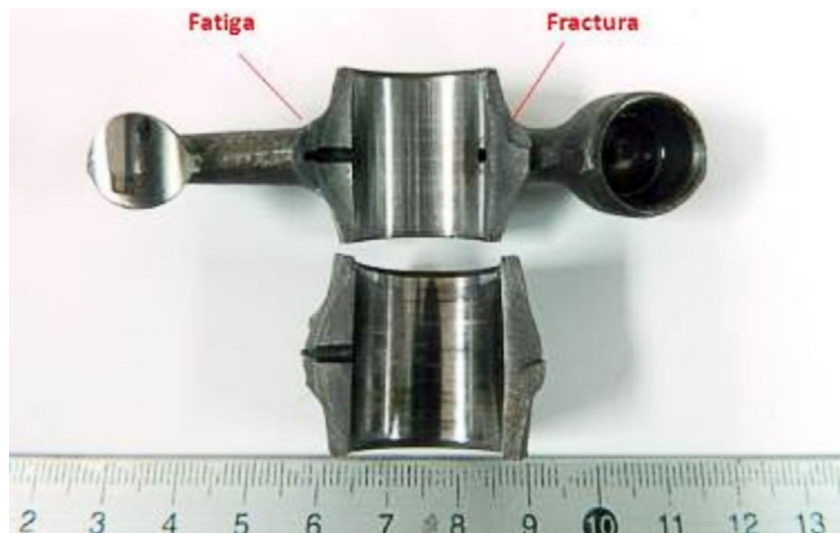


Figura 7. Zona de fatiga y de fractura en el balancín de escape dañado



Figura 8. Desalineación de los orificios de lubricación



Figura 9. Planos de contacto del patín del balancín de escape dañado

- Caracterización de las roturas del balancín de la válvula de escape del cilindro n.º 2.
- Caracterización del material, tratamientos y dimensiones de esas piezas.
- Condiciones de funcionamiento que pudieron dar lugar a las roturas que presentan ambas piezas.
- Comparación con las piezas correspondientes al cilindro número 4 que sufrió condiciones similares al número 2 pero sin llegar a la rotura del balancín.

El fabricante del motor no proporcionó las especificaciones de las piezas por lo que no se pudo comparar el material inspeccionado con los requisitos del fabricante.

Una vez analizadas las piezas y realizado el estudio, las conclusiones del laboratorio fueron las siguientes:

1. Por su composición química, microestructura y dureza, las muestras analizadas podrían corresponder a:
 - Balancines: Acero al carbono forjado similar a grado 8622 según norma ASTM A29/29M, con estructuras mixtas tipo martensíticas, bainíticas y ferrita, hasta un estado de dureza de aproximadamente 300-325HV. Si bien no se han podido comparar los resultados obtenidos con requerimientos o especificaciones técnicas¹⁰, sin diferencias significativas en los balancines estudiados.
 - Ejes: Acero al carbono aleado tipo 20NiCrMo2-2 (1.6523) s/EN 10084, con un tratamiento de endurecimiento en superficie por cementación de hasta una profundidad aproximada de 0,43 en las secciones efectuadas (superficies exterior de contacto con el casquillo).
 - Casquillos antifricción: Aleación de bronce al estaño/plomo (Sn/Pb) tipo UNS C93200, en un estado de dureza de alrededor 95-100HV. Sin diferencias o anomalías significativas.
2. Los caracteres macro y micromorfológicos del balancín que presentaba fallo en servicio eran característicos de una rotura por fatiga, iniciada en la superficie exterior del lado de la cazoleta. No se detectaron marcas, signos de corrosión o desgaste o anomalías microestructurales propias del material o del proceso de fabricación que hubieran podido influenciar o iniciar la fractura en servicio de dicha pieza. Coincidiendo con el orificio de lubricación, en el lado opuesto, el del patín, se detectó un segundo avance de agrietamiento iniciado desde la superficie interior del balancín en contacto con el casquillo.
3. Salvo algún detalle sobre todo relacionado con los ejes¹¹, no se apreciaron diferencias significativas en cuanto al material, estado de tratamiento, dimensiones

¹⁰ No facilitadas por el fabricante.

¹¹ La dureza en el núcleo de los ejes de las muestras ensayadas era diferente, así como algunas diferencias microestructurales que indicaban un tratamiento térmico distinto.

o acabado superficial de los cuatro balancines analizados, sus correspondientes casquillos y los dos ejes.

2. ANÁLISIS

La aeronave había despegado a las 16:39 h con el objeto de realizar un vuelo de escuela, con salida y destino el aeropuerto de Sevilla. A bordo iban un instructor, un alumno en doble mando y un tercer ocupante. Cuatro minutos después del despegue, cuando la aeronave se encontraba a unos 1.000 ft de altura alcanzando el punto Sierra, el motor comenzó a dar explosiones acompañadas de pérdida de revoluciones. El instructor contactó con la torre de control para comunicar que se volvían al campo por problemas con el motor. Poco a poco la aeronave fue perdiendo altura y el instructor decidió finalmente aterrizar, antes de llegar al campo, en la antigua base militar de San Pedro, al sur del aeropuerto. Tres minutos más tarde los ocupantes comunicaron a la torre que habían aterrizado sin novedad y que los tres se encontraban bien.

En la inspección posterior realizada al motor se encontró que el balancín de la válvula de escape del cilindro n.º 2 estaba fragmentado en dos partes. Según la información del centro de mantenimiento, casi un mes y medio antes se había detectado un problema de baja compresión en los cilindros n.º 2 y n.º 4 encontrándose gripadas las válvulas de escape por lo que se procedió a su sustitución. Todos los componentes del motor estaban en buen estado y ningún balancín más mostró anomalías como los del balancín afectado. Se desmontaron los dos balancines de ese cilindro que compartían un eje común y se comprobó que no existían evidencias de falta de lubricación. Las varillas empujadoras de ambos balancines no mostraron daños aparentes. Por similitud en cuanto al problema de compresión se procedió de igual manera a desmontar los balancines del cilindro n.º 4, no encontrando evidencias de daños en ningún componente.

Por otra parte, se observó que todos los balancines del motor tenían el mismo número de parte (P/N 35636/RR). De acuerdo al IPC el número de parte debe ser diferente si se trata de balancín de admisión (639614) o de escape (639615) y ninguno de esos números coincidían con el del incidente. El fabricante informó de que los balancines con el número de parte 35636/RR estaban obsoletos y fueron sustituidos por otro de número de parte 639446 en el año 1971. En el plano de definición de este balancín obsoleto se incluían los motores en los cuales estaban instalados. El modelo O-300-D no figuraba en esta lista, el más parecido era el O-300-A. Se preguntó al fabricante, titular del certificado de tipo de los motores Rolls Royce, sobre el tipo de comunicación que se realizó para comunicar a los propietarios la sustitución de estos balancines y el porqué de la decisión del cambio. No se tuvo respuesta por su parte y no se ha encontrado documentación que informe del cambio de estos balancines. Comoquiera que sólo el fabricante dispone de toda esta información y puede realizar un estudio con mayor profundidad se considera necesaria la emisión de una recomendación de seguridad que más adelante se expone.

A fecha de matriculación, en 1976, la aeronave tenía un motor Continental O-300-D, que fue sustituido en 2006 por uno proveniente de overhaul modelo Continental RR O-300-D. El potencial remanente del motor tendría que haber sido de 1.800 h a contar desde el overhaul o 12 años, lo primero que ocurriera. Cuando se produjo la rotura del balancín, el motor tenía unas 490 h desde esta revisión.

El overhaul fue realizado en un centro de mantenimiento alemán JAR145 autorizado en 2004. En el overhaul no se realizó cambio de los balancines ni ello está establecido en el manual. El centro de mantenimiento anotó que la revisión se había hecho de acuerdo al Manual del Motor de TCM y que todos los boletines de servicio habían sido revisados y/o realizados.

En el Boletín de Servicio SB97-6 (que sustituía al M-87-11 Rev-2) emitido por el fabricante se proporcionaba una lista para identificar piezas a reemplazar en todos los modelos de motores, durante las operaciones de mantenimiento, mantenimiento preventivo y overhaul. En concreto, en este boletín se establecía una serie de componentes que debían ser remplazados por otros nuevos al realizar el overhaul del motor, entre los que aparecían los casquillos de los balancines. En la documentación del overhaul realizado en Alemania no se encontró referencia explícita al cambio de casquillos. La versión del boletín de servicio de la que se dispone y en vigor actualmente es de 2009 y la anterior no tiene fecha de revisión por lo que no se ha podido comprobar si era vigente a fecha de la realización de la inspección de overhaul y si, por lo tanto, si era preceptivo el cambio de casquillos.

Por otro lado, en la última acción llevada a cabo sobre el motor con motivo del gripado de las válvulas del cilindro n.º 2 se ha constatado que no se cambiaron los balancines ni los casquillos. Esto no viene establecido en el Manual de Mantenimiento. Según el centro de mantenimiento los casquillos se inspeccionaron visualmente no encontrándose evidencias de defectos. No se ha podido determinar si los casquillos de los balancines se cambiaron durante el overhaul y si eso pudo contribuir a variar la concentración de esfuerzos en el balancín.

Los balancines de los dos cilindros fueron enviados al laboratorio para su análisis y estudio, tanto de sus características individuales como para su comparación entre componentes afectados por el mismo problema (gripado de válvulas de escape). No se pudo constatar que los materiales y características cumplieran con las especificaciones del fabricante puesto que éstas no fueron facilitadas. De la comparación de unas piezas y otras se pudo comprobar que a pesar de algunas diferencias en cuanto a composición y tratamiento éstas no eran significativas para el comportamiento distinto del balancín de escape del cilindro n.º 2 con respecto al del n.º 4. El balancín de escape del cilindro n.º 2 presentaba una rotura por fatiga iniciada en la superficie exterior del lado de la cazoleta (impacto de la varilla empujadora proveniente del árbol de levas). No se encontraron anomalías estructurales, marcas, ni signos de corrosión o desgaste que hubieran podido influir en el inicio de la fractura de la pieza.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

Del análisis de la información recopilada durante la investigación se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- La aeronave tenía la documentación válida y en vigor y era aeronavegable.
- El instructor y el alumno tenían su respectiva licencia y autorización así como sus certificados médicos válidos y en vigor.
- Las condiciones meteorológicas en el momento del incidente eran buenas, con luz diurna y sin nubes. No existían ráfagas de viento.
- El motor había pasado una inspección de overhaul en 2004.
- El motor fue instalado en la aeronave en 2006 con 17 h tras el overhaul.
- El tiempo remanente tras el overhaul debería haber sido de 1800 h o de 12 años.
- El motor contaba con aproximadamente 490 h cuando sucedió el incidente.
- Durante la inspección se encontró el balancín de escape del cilindro n.º 2 fragmentado en dos partes.
- Ese cilindro había tenido baja compresión y se había encontrado la válvula de escape gripada al igual de el cilindro n.º 4.
- Se desmontaron los balancines de ambos cilindros de sus ejes no encontrándose evidencias de falta de lubricación.
- El resto de componentes del motor estaba en buen estado.
- El número de parte de los balancines era el mismo para todos.
- El fabricante establece en el IPC que los balancines de escape son diferentes de los de admisión y tienen número de parte diferente.
- El fabricante informó que los balancines del motor del incidente estaban obsoletos desde 1971.
- En el plano de definición del balancín no aparecía el motor O-300-D como uno de los cuales tenía instalado este balancín.
- El fabricante no facilitó información sobre el motivo de cambio de balancines, forma de comunicación a los propietarios para que realizaran el cambio ni sobre especificaciones de las piezas para su comparación.
- No se ha podido constatar si se cambiaron los casquillos de los balancines durante el overhaul y si ello pudo contribuir al inicio de fatiga en el balancín.
- La conclusión del resultado del estudio del laboratorio es que no se encuentran anomalías significativas en la estructura y composición del balancín así como del eje que justifiquen el inicio de la fatiga.

3.2. Causas

El incidente se produjo debido a que el balancín que actúa sobre la válvula de escape del cilindro n.º 2 se fracturó y con ello dejó de abrir esa válvula, impidiendo que los gases

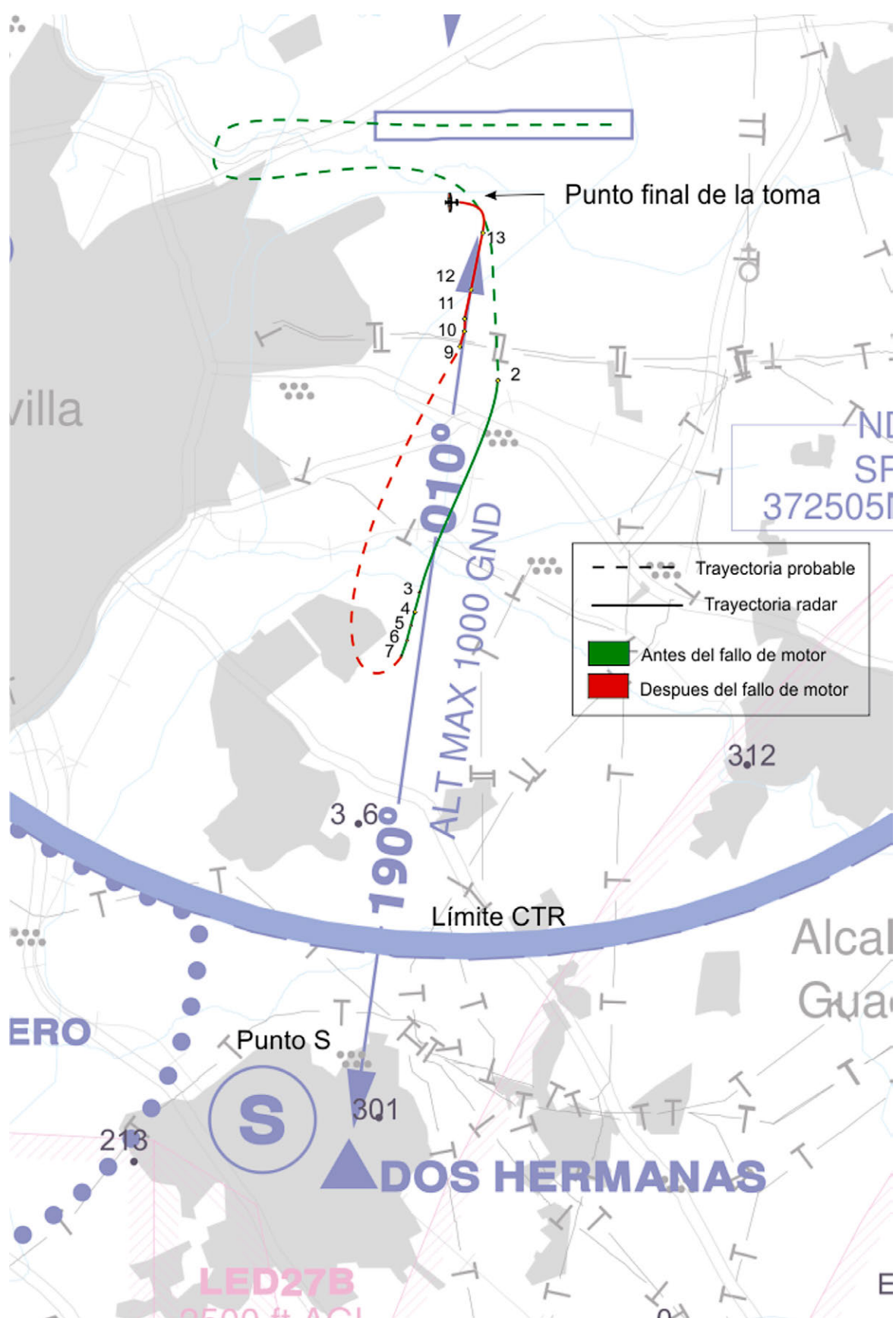
de escape provenientes del cilindro salieran de éste. Esto provocó el funcionamiento anormal del motor. La tripulación decidió volver al aeropuerto pero al ir perdiendo altura decidieron finalmente realizar una toma fuera de campo.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Como resultado de la investigación se detectó que los balancines que permanecían instalados en el motor habían sido sustituidos en la documentación del fabricante por otro modelo en 1971. No ha sido posible determinar el motivo de esta sustitución ni las principales diferencias entre unos y otros (por si esto pudo influir en el fallo de servicio de este balancín) debido a falta de información que, en este caso, sólo el fabricante puede proporcionar. Por este motivo se emite esta recomendación de seguridad:

REC 06/14. Se recomienda al fabricante Continental (titular del certificado de tipo de los motores Rolls-Royce) que acometa el estudio de este caso para determinar el tipo de fallo en servicio y valorar si es necesaria la comunicación de la sustitución de balancines obsoletos a todos los propietarios que pudieran tenerlos instalados en sus motores.

ANEXO A
Carta de aproximación visual
del aeropuerto de Sevilla con trayectoria
realizada por la aeronave



RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 21 de enero de 2012; 07:30 h¹
Lugar	Aeropuerto de San Sebastián

AERONAVE

Matrícula	EC-HCG
Tipo y modelo	ATR-72-212A
Explotador	Air Nostrum

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY PW127F
Número	2

TRIPULACIÓN

	Comandante	Copiloto
Edad	39 años	41 años
Licencia	ATPL(A)	ATPL(A)
Total horas de vuelo	7.074 h	5.357 h
Horas de vuelo en el tipo	5.254 h	4.791 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			4
Pasajeros			24
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Unidad de potencia de tierra (GPU)

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Regular – Doméstico – Pasajeros
Fase del vuelo	Estacionamiento

INFORME

Fecha de aprobación	30 de octubre de 2013
---------------------	------------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave ATR-72-212A, con matrícula EC-HCG, operada por Air Nostrum se disponía a iniciar el vuelo IBE8317 con destino Madrid, que tenía la salida prevista de San Sebastián a las 07:30 hora local.

Una vez embarcado el pasaje, la tripulación inició el procedimiento de arranque de motores, que comienza con el motor n.º 2 (derecho) en modo «H» (con el freno de hélice puesto).

El personal de apoyo en tierra estaba formado por dos personas: una coordinadora y un operario. La primera estaba en contacto visual con la tripulación, con la que se comunicaba mediante el uso de las señales visuales estándares, en tanto que el segundo se encargaba de manejar la unidad de potencia de tierra (GPU) y el tractor que la remolca, así como la desconexión del GPU, la retirada de los calzos y la retirada del GPU.

Una vez arrancado el motor derecho, el comandante indicó a la coordinadora que se retirase la conexión eléctrica del GPU, e iniciaron la secuencia de arranque del motor izquierdo, que no tiene freno de hélice. Una vez estabilizado este motor, soltaron el freno de la hélice del motor derecho, y a continuación el comandante indicó a la coordinadora que retiraran los calzos. La coordinadora a su vez transmitió la orden al operario, que retiró los calzos, dejándolos en el tractor y cuando se disponía a subir a éste para retirar el GPU oyó gritos observando, al mirar al avión, que éste se estaba desplazando hacia delante y que la hélice del motor derecho estaba a punto de golpear al GPU, ante lo que se alejó rápidamente.

Instantes después la hélice impactó contra el GPU produciéndose la rotura de sus 6 palas, cuyos fragmentos desprendidos salieron proyectados impactando alguno contra el fuselaje de la aeronave.

La tripulación paró los motores y una vez evaluada la situación ordenó el desembarque del pasaje.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

Como consecuencia del impacto de la hélice derecha contra el grupo de potencia, se produjo la rotura de sus seis palas (véase figura 1). Cada pala perdió unos 56 cm.

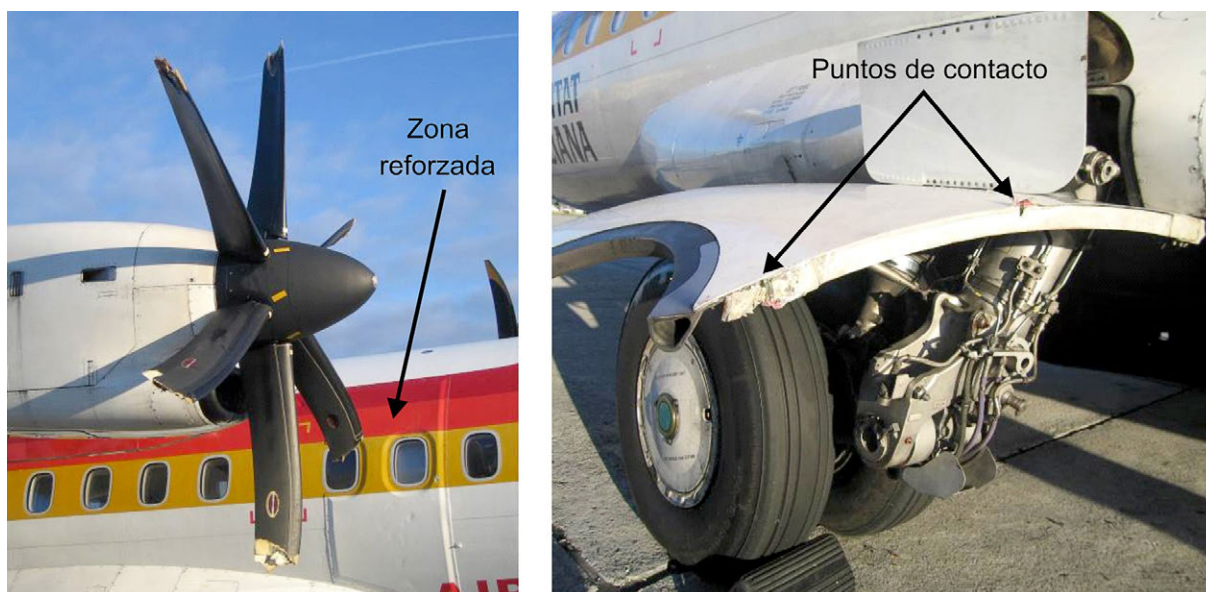


Figura 1. Fotografías de los daños en la hélice y en la compuerta de la pata derecha del tren de aterrizaje principal

La compuerta de la pata derecha del tren de aterrizaje principal también impactó contra el grupo de potencia, resultando dañada.

El fuselaje de la aeronave tiene, a la altura de las hélices, una zona que está reforzada (véase figura 1) con objeto de que pueda soportar los impactos de elementos proyectados por las hélices, tales como fragmentos de hielo que pudieran salir desprendidos de las palas, por la acción del sistema antihielo, piedras, etc. Algunos de los trozos de pala que salieron proyectados impactaron contra el fuselaje de la aeronave. La mayor parte de éstos golpearon en la zona reforzada, produciendo únicamente pequeñas abolladuras.

En la parte superior del fuselaje se produjo un impacto más fuerte, que abrió una grieta que llegó a penetrar hasta el interior de la cabina de pasajeros.

1.3. Otros daños

La hélice del motor derecho impactó contra la parte trasera derecha de la unidad de potencia de tierra (GPU), produciendo daños importantes en el carenado de esta parte. El extintor de incendios que equipa el GPU, estaba colocado en la parte posterior derecha de éste, por lo que también fue golpeado por la hélice lo que hizo que saliera despedido. Se encontró al otro lado de la aeronave.

La parte posterior izquierda del GPU fue golpeada por la compuerta de la pata derecha de tren de aterrizaje principal, lo que produjo daños en la zona.



Figura 2. Fotografías del GPU. A la izquierda parte trasera con marcas de roce de la hélice y a la derecha detalle de marcas de impacto de pala

1.4. Información personal

1.4.1. Comandante

Edad:	39 años
Nacionalidad:	Española
Licencia:	ATPL (A), válida hasta 17/06/2014
Habilitaciones:	• ATR42/72 válida hasta 05/10/2012 • IR válida hasta 05/10/2012
Certificado médico clase 1:	Válido hasta 22/06/2012
Horas totales de vuelo:	7.074 h
Horas de vuelo en tipo de aeronave:	5.254 h
Actividad desarrollada durante los 90 días previos:	164:30 h
Actividad desarrollada durante los 30 días previos:	48:23 h
Actividad desarrollada durante las 24 h previas:	0:0 h
Descanso previo al vuelo:	58:15 h
Hora de comienzo de la actividad:	05:45 h

1.4.2. Copiloto

Edad:	41 años
Nacionalidad:	Española

Licencia:	ATPL (A), válida hasta 11/11/2014
Habilitaciones:	• ATR42/72 válida hasta 03/11/2012 • IR válida hasta 03/11/2012
Certificado médico clase 1:	Válido hasta 02/04/2012
Horas totales de vuelo:	5.357 h
Horas de vuelo en tipo de aeronave:	4.791 h
Actividad desarrollada durante los 90 días previos:	193:55 h
Actividad desarrollada durante los 30 días previos:	61:32 h
Actividad desarrollada durante las 24 h previas:	0:0 h
Descanso previo al vuelo:	58:15 h
Hora de comienzo de la actividad:	05:45 h

1.4.3. *Coordinadora del vuelo*

Edad:	40 años
Nacionalidad:	Española
Categoría:	Coordinador
Experiencia:	7 años
Formación recibida en los últimos 12 meses:	• Formación paramédica act. – sensibilización trato. • Seguridad en plataforma («safety»). • Rcat10 – refresco mercancías peligrosas categoría 10 (despacho vuelos). • Seguridad aeroportuaria on line (avsec).

1.4.4. *Operario de asistencia en tierra*

Edad:	43 años
Nacionalidad:	Española
Categoría:	Operario rampa
Experiencia:	13 años
Formación recibida en los últimos 12 meses:	• Formación paramédica act. – sensibilización trato. • Seguridad en plataforma («safety»). • Actualización deshielo superficie avión. • PRL vibraciones mecánicas.

1.5. Información sobre la aeronave

Marca:	ATR
Modelo:	ATR72-212A
Número de serie:	580
Año de construcción:	1999
Certificado de revisión de aeronavegabilidad:	Válido hasta 21/03/2012
Motores, número/marca y modelo:	Dos (2)/Pratt & Whitney, PW127F
Hélices, P/N y modelo:	Dos (2) 815500-3, 568F-1
Peso en vacío:	13.243 kg
Máximo peso al despegue:	22.000 kg
Dimensiones:	• Envergadura: 27,05 m • Longitud: 27,16 m • Altura: 7,72 m • Base de ruedas: 4,10 m
Horas:	27.230 h
Ciclos:	32.608
Estatus de mantenimiento:	

Denominación inspección	Descripción	Periodicidad	Última cumplimentación			Próxima	Remanente
			Horas	Ciclos	Fecha		
A-AT7	A-CHECK	500 FH	27.208	32.582	17/01/12	27.708 FH	472 FH
C-AT7	C-CHECK	5.000 FH	24.831	29.615	17/01/11	29.831 FH	2.595 FH
C2-AT7	C2-CHECK	10.000 FH	20.455	23.883	23/01/09	30.455 FH	3.219 FH
C4-AT7	C4-CHECK	20.000 FH	14.671	16.168	06/02/06	34.671 FH	7.435 FH
SC1-3000-AT7	3.000CY ²	3.000 FC	26.844	32.137	21/11/11	35.137 FC	2.525 FC
SC7-3000-AT7	12.000CY	12.000 FC	20.455	23.883	23/01/09	35.883 FC	3.271 FC
SC8-3000-AT7	6.000CY	6.000 FC	24.831	29.615	17/01/11	35.615 FC	3.003 FC
YE1-AT7	1 año	Anual	27.208	32.582	18/01/12	17/01/13	260 días
YE1-AT7	12 años	12 años	24.831	29.615	17/01/11	14/01/23	3.909 días
YE1-AT7	2 años	2 años	24.831	29.615	17/01/11	16/01/13	259 días
YE1-AT7	4 años	4 años	24.831	29.615	17/01/11	16/01/15	989 días

² CY: Revisión estructural.

1.5.1. Corriente externa

Los sistemas eléctricos de corriente alterna (AC) y continua (DC) pueden ser energizados mediante unidades de potencia de tierra. Se conectan mediante dos receptáculos separados de potencia externa localizados en el lado inferior derecho del fuselaje justo detrás de la rueda de morro.

En el panel del receptáculo de energía externa (figura 4), que está ubicado en la zona delantera derecha del fuselaje (figura 3), hay un enchufe para la conexión del interfono

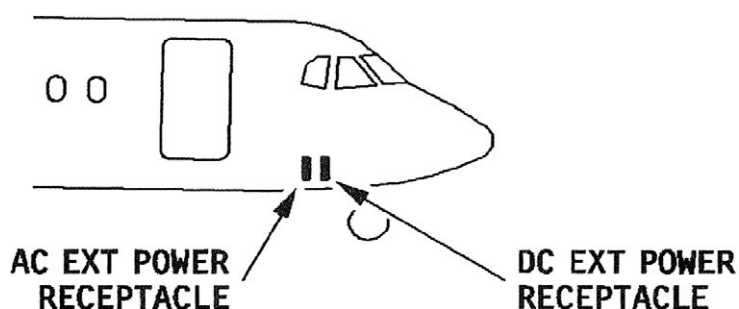
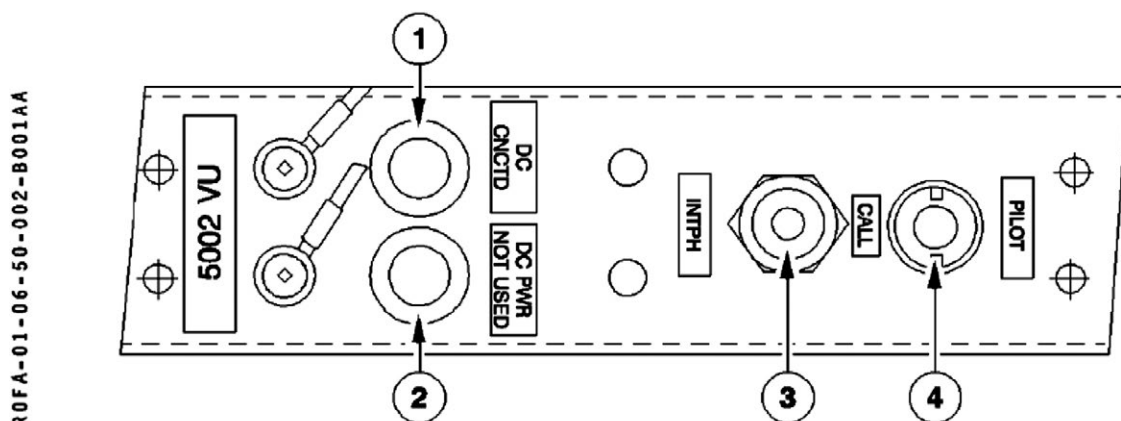


Figura 3. Ubicación de los receptáculos de potencia externa



- ① **"DC connected" light (white)**
Is on when DC external power is connected to the aircraft.
- ② **"DC Power not used" light (white)**
Is on when DC external power is connected to the aircraft, and DC SVCE BUS is not used.
- ③ **Interphone Jack**
Used by ground mechanic to connect a headset to communicate with crew.
- ④ **Pilot call button**
When pressed in, sends a call (aural and visual) to the cockpit : "Mechanic call" light illuminates on the overhead panel.

Figura 4. Descripción del panel del receptáculo de energía externa («DC external power receptable panel»)

(cascos), indicado con el número 3 en la figura 4, que posibilita la comunicación entre el personal de apoyo en tierra y la tripulación.

1.5.2. Sistema de frenado de ruedas

Las cuatro ruedas del tren principal están equipadas con frenos multidisco de carbón, cada uno operado por un conjunto de cinco pistones hidráulicos.

Hay dos modos de frenado disponibles:

- **Normal:** controlados por los pedales de freno de los pilotos y actuados por el sistema hidráulico verde.
- **Emergencia y aparcamiento:** controlado por la palanca de freno de emergencia y aparcamiento y actuado por el sistema hidráulico azul.

La palanca tiene dos posiciones:

- BRK OFF: No aplica acción de frenado
- PARKING: Se aplica a los frenos la presión completa.

Entre las dos posiciones la palanca hay un recorrido utilizado como freno de emergencia que suministra presión a los frenos en función de su posición.

El sistema dispone de un acumulador que asegura la presión de frenado en ausencia de presión hidráulica.

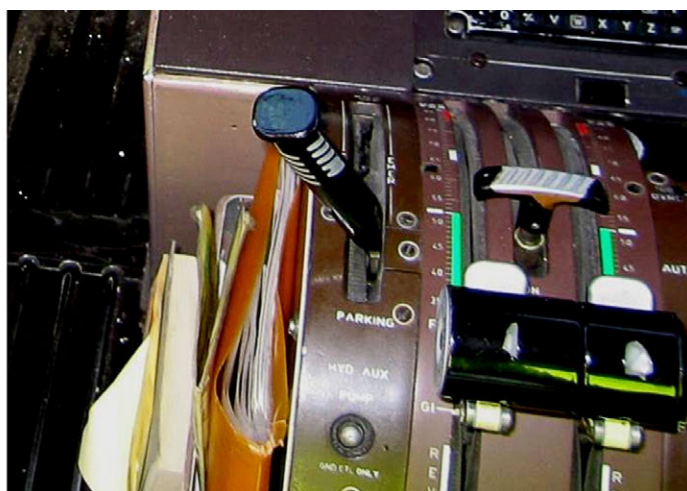
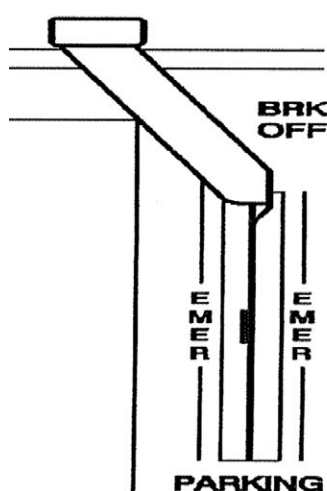


Figura 5. Fotografía de la palanca del freno de aparcamiento (derecha) y esquema de sus posiciones (izquierda)

1.5.3. Sistema de referencia de rumbo y actitud (AHRS)

Como su nombre indica la misión de este sistema es suministrar datos de actitud y rumbo a los instrumentos que facilitan al piloto esa información.

Básicamente consta de una unidad de medida inercial (IMU) compuesta por tres girómetros y tres acelerómetros alineados con los ejes del avión. Las señales recibidas, son corregidas con información de las válvulas de flujo (brújulas) y de velocidad verdadera (TAS procedente del computador de datos de vuelo ADC).

1.6. Información meteorológica

Los METAR del aeropuerto de San Sebastián correspondientes a las 06:00, 06:30 y 07:00 UTC son los siguientes:

210600Z 00000KT 5000 -DZ SCT008 OVC015 11/10 Q1032=

Viento en calma, visibilidad de 5000 m, llovizna, nubes dispersas a 800 ft y cubierto a 1.500 ft. Temperatura de 11 °C, punto de rocío 10 °C y QNH 1.032 hPa.

210630Z VRB01KT 9999 -DZ SCT008 BKN015 OVC022 11/10 Q1032=

Viento de dirección variable y 1 kt de intensidad, visibilidad igual o superior a 10 km, llovizna, nubes dispersas a 800 ft, muy nuboso a 1.500 ft y cubierto a 2.200 ft. Temperatura de 11 °C, punto de rocío 10 °C y QNH 1.032 hPa.

210700Z VRB02KT 9999 -DZ SCT008 BKN015 OVC022 12/11 Q1032=

Viento de dirección variable y 2 kt de intensidad, visibilidad igual o superior a 10 km, llovizna, nubes dispersas a 800 ft y cubierto a 1.500 ft. Temperatura de 12 °C, punto de rocío 11 °C y QNH 1.032 hPa.

La hora del orto era las 07:34 UTC por lo que las condiciones de luminosidad a la hora del incidente, junto con el hecho de que el cielo estaba cubierto de nubes y estaba lloviendo, no permitían una buena visibilidad.

1.7. Comunicaciones

1.7.1. Comunicaciones con el ANE8317

A las 07:34:01 UTC la tripulación de la aeronave EC-HCG estableció contacto radio con la torre de control del aeropuerto de San Sebastián, informando que eran el ANE8317 y que se encontraban listos.

El controlador respondió aprobando la puesta en marcha y facilitando datos de viento 240°, 3 kt, temperatura de 11 °C y QNH 1.032. La tripulación colacionó correctamente esta información.

A continuación el controlador pidió a la tripulación que confirmara qué pista utilizarían, respondiendo que, si no había inconveniente, preferían utilizar la 04.

El controlador autorizó el despegue por dicha pista y facilitó a la tripulación el resto de datos de la autorización: destino Madrid, salida PPN1B, en ascenso inicial 080, responder en 0040. Esta información fue colacionada por la tripulación.

Finalmente, el controlador solicitó a la tripulación que llamasen nuevamente cuando se encontrasen listos para rodar.

Ésta fue la última comunicación mantenida entre la torre de control y la aeronave.

1.7.2. *Comunicaciones con el ANE8519*

A las 08:04:43 la tripulación del vuelo de Air Nostrum ANE8519, una aeronave CRJ 200 de la misma compañía también con destino Madrid, llamó a la torre de control para pedir datos del campo.

El controlador respondió: pista a su discreción; viento 240 y 4 kt; temperatura 12 °C y QNH 1.032 hPa.

La tripulación colacionó la información y añadió que iban a salir con algo de retraso debido a que iban a acoplar pasaje del otro vuelo, ya que no iba a salir el ATR.

El controlador respondió que no tenía ninguna noticia, aunque le parecía raro que no hubieran procedido todavía a la puesta en marcha.

La tripulación respondió informando que el otro avión (ANE8317) había tenido un pequeño percance y estaba parado en tierra.

1.8. Información de aeródromo

El aeropuerto de San Sebastián (LESO) está situado en el municipio de Hondarribia (Guipúzcoa) a 22 km de la capital. El horario de operación del aeropuerto en invierno es de 07:30 a 21:30 horas locales.

Dispone de una pista de vuelo asfaltada denominada 04-22 de 1.754 m de longitud y 45 m de anchura.

Tiene una plataforma de estacionamiento de forma rectangular situada al oeste de la pista de vuelo, de 475 m de longitud y 65 m de anchura, cuyo lado mayor es paralelo a la pista de vuelo.

La plataforma está conectada directamente con la pista de vuelo mediante de 3 calles de rodaje denominadas A, B y C.

Está iluminada mediante proyectores situados en seis torres ubicadas en el borde oeste de la plataforma.

La aeronave del incidente se encontraba estacionada en el extremo sur de la plataforma (véase figura 6), con su eje longitudinal paralelo al lado mayor de la plataforma y con

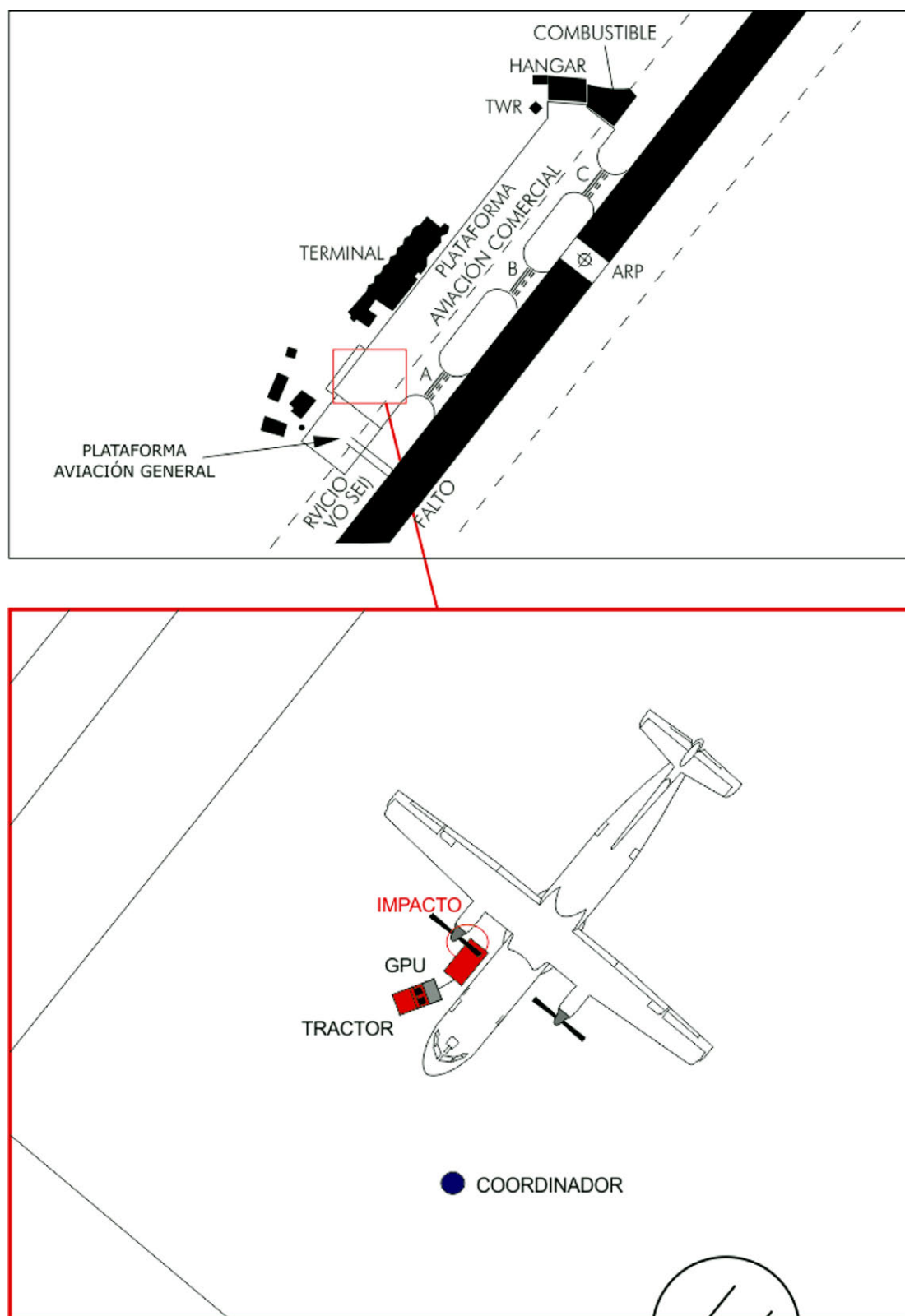


Figura 6. Fragmento del plano del aeropuerto de San Sebastián (arriba) y detalle de la zona de la plataforma en la que ocurrió el suceso, con la ubicación de la aeronave, el GPU, el tractor y el coordinador de handling (abajo)

el morro apuntando al suroeste. Esa parte de la plataforma no cuenta con señalización de estacionamiento.

1.9. Registradores de vuelo

La aeronave estaba dotada con un registrador de voces en cabina (CVR) y un registrador de datos de vuelo (FDR). Ambos se recuperaron en buen estado y sin daños aparentes. El CVR era de la marca L3 Communications Model FA2100, P/N 2100-1020-02 y S/N 000547133, de estado sólido, con cuatro pistas de alta calidad y 30 minutos de duración cada una, y 2 pistas de calidad estándar con 2 horas de duración.

El FDR era un registrador de estado sólido Fairchild Model F1000, con P/N S800-2000-00 y S/N 02266.

Asimismo, la aeronave estaba equipada con un equipo de grabación de datos de vuelo denominado "multipurpose computer" (MPC) que almacena datos de la aeronave para ser utilizados fundamentalmente por el departamento de mantenimiento.

1.9.1. Registrador de voces en cabina (CVR)

Se descargó la información que contenía el CVR, las cuatro pistas de alta calidad con una duración de 33 minutos y las 2 pistas de calidad estándar y 2 horas 04 minutos.

Todas ellas contenían información, si bien la más relevante era la contenida en el canal 4 en el que se registraban los sonidos captados por el micrófono de ambiente de la cabina de vuelo. La información registrada presentaba gran cantidad de ruido y un bajo volumen por lo que la transcripción de las conversaciones resultó de gran complejidad. Se realizaron labores de limpieza del sonido pero a pesar de eso no se pudieron transcribir algunas partes de la grabación.

Para la sincronización de los datos contenidos en la MPC y el CVR se han utilizado las comunicaciones mantenidas con la torre de control del aeropuerto y el parámetro discreto recogido en la MPC que registra el pulsado del botón de comunicaciones (PTT).

La primera conversación que quedó registrada tuvo lugar a las 07:32:55 UTC. En ella se escucha hablar a ambos tripulantes. Aunque la baja calidad de la grabación sólo permite distinguir palabras sueltas, parece que estaban hablando sobre algún equipo de la aeronave.

Entre las 07:33:15 y las 07:33:59 hablan acerca del plan de vuelo y de la preparación del mismo. En este intervalo el copiloto expresa el estado de cansancio con que inicia la jornada.

A las 07:34:01 el copiloto llamó a la torre de control para informar que se encontraban listos para la puesta en marcha.

Las comunicaciones con el controlador se mantuvieron por espacio de 1:05 minutos, finalizando a las 07:35:05 h.

Durante los siguientes 57 s, se aprecia que hay conversaciones entre los miembros de la tripulación, aunque no son inteligibles.

A las 07:36:05 se escucha un ruido (como «toc, toc, toc...»). Cuatro segundos más tarde el copiloto dice «¿qué ha pasado?».

A las 07:36:27 suena el timbre de llamada del interfono de comunicación con la tripulación de la cabina de pasajeros. La llamada es atendida por el comandante, que informa a la tripulación de cabina que no ocurre nada, que hablarán más tarde. A las 07:38:54 el comandante informa que van a desembarcar. A las 07:39:00 el personal de handling les confirma que han golpeado al GPU. A las 07:43:59 la tripulación de cabina informa que ha desembarcado todo el pasaje.

A las 07:44:05 finaliza la grabación del CVR.

1.9.2. *Registrador de datos de vuelo (FDR)*

La descarga de este equipo se llevó a cabo en el laboratorio de la CIAIAC.

Se obtuvo un archivo de datos del tamaño habitual para este tipo de registrador y posteriormente se realizó la transformación de los datos a unidades de ingeniería.

Al analizar la información se observó que los últimos datos grabados no correspondían ni a la fecha ni a la hora del suceso, sino al 19 de enero, es decir, dos días antes. Se comprobaron las coordenadas, constatándose que correspondían al aeropuerto en el que la aeronave se encontraba en esa fecha y hora de acuerdo con la programación facilitada por la compañía.

Posteriormente se realizaron comprobaciones adicionales y se utilizó otro hardware y software para realizar una nueva descarga. El resultado fue el mismo y los últimos datos registrados correspondían al 19 de enero.

De lo anterior se deduce que desde el 19 de enero el registrador de datos de vuelo dejó de grabar, por lo que no contenía datos del suceso. La aeronave continuó realizando vuelos sin que la tripulación identificara que había un problema con el registrador de datos de vuelo ya que no se activó ningún aviso en la cabina. De hecho, hasta que

ocurrió el incidente la aeronave realizó un total de 12 vuelos de los que no existe información en el registrador.

Se envió el equipo al fabricante, L3 Communications, para que procediese a su inspección.

Después de la comprobación realizada por el fabricante se confirmó, de acuerdo con el registro de fallos del FDR, que la memoria de estado sólido presentaba zonas de memoria deterioradas y también se registraba una falta de información en el bus de datos.

Cuando se producen fallos en la grabación como los que tenía la memoria de estado sólido del FDR, el propio registrador emite una señal para informar de éstos encendiendo un aviso luminoso en la cabina de vuelo. Otro motivo por el que se activa el aviso luminoso es la interrupción del suministro de energía eléctrica al FDR. Este aviso es el de STATUS SYST que se puede ver en la figura 7.

Durante la inspección realizada por el fabricante del registrador no se comprobó si el circuito que emitía la señal de fallo del registrador funcionaba correctamente.

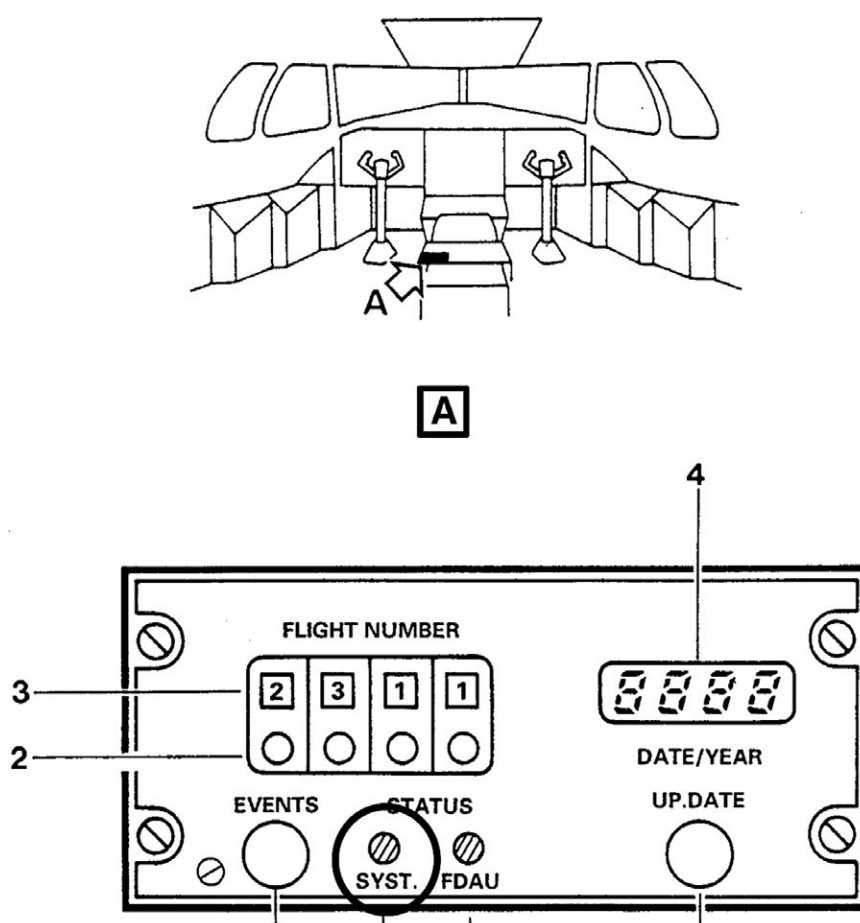


Figura 7. Panel de entrada de datos de vuelo

De acuerdo con la información facilitada por la tripulación de vuelo no se identificó dicho aviso en la cabina de vuelo. En las comprobaciones realizadas en el avión se observó que la bombilla de la luz de STATUS SYST no se encontraba fundida ya que al instalar otro grabador, la bombilla se encendió cuando el registrador no tenía energía, como cabía esperar.

Posteriormente se realizaron distintas comprobaciones:

- En primer lugar, se instaló en la aeronave del suceso otro registrador de datos de vuelo con el mismo número de parte y se sustituyó la MPC. No se encendió ninguna luz de fallo del sistema y la lectura de los datos del registrador confirmó que la grabación se realizó correctamente.
- A continuación se instaló la MPC que iba en la aeronave el día del incidente y se comprobó que los datos se grababan correctamente y no aparecía ningún aviso de fallo.
- Una vez confirmado el fallo en la memoria del registrador de datos por el fabricante, se volvió a instalar el FDR en la aeronave del incidente y se confirmaron dos aspectos; por un lado que la luz de STATUS SYST no se iluminaba y por otro que no se grababan datos en el registrador.
- Adicionalmente y con el FDR instalado en la aeronave del incidente se comprobó que al saltar el disyuntor de alimentación del FDR la luz de STATUS SYST se iluminaba en el panel de la cabina de vuelo.

La primera hipótesis que se manejó respecto a la causa de la no activación del aviso de fallo del FDR, fue una avería en el sistema de generación de dicho aviso del propio registrador, de forma que éste no estaría produciendo ninguna indicación de fallo.

A fin de comprobar si el FDR generaba correctamente la señal de fallo se procedió a montarlo en otra aeronave similar constatándose que la luz de STATUS SYST se encendía indicando problemas en el registrador de datos, lo que evidenciaría que el registrador emitía correctamente la señal de fallo.



Figura 8. Pedestal de la aeronave

Por otra parte, y coincidiendo en el tiempo con la investigación sobre el FDR, el operador inició el proceso de devolución de la aeronave al fabricante, ya que tiempo atrás habían decidido no renovar el contrato de arrendamiento de la misma. Este proceso requirió la realización de reparaciones y modificaciones en la aeronave, así como comprobaciones de la corrección de las acciones llevadas a cabo. Entre ellas se incluía la comprobación del funcionamiento del registrador y del sistema de monitorización de la aeronave, que se realizó siguiendo un procedimiento incluido en el manual de mantenimiento. Esta prueba se realizó con otro registrador instalado en la aeronave y su resultado fue plenamente satisfactorio.

1.9.2.1. Procedimientos de comprobación del sistema del FDR

El fabricante confirmó que de acuerdo con las listas de preparación de cabina de vuelo se debe realizar, al menos antes del primer vuelo del día, la comprobación del correcto funcionamiento de los registradores de vuelo. La lista de comprobación que facilitó ATR fue la siguiente:

– CVR AND DFDR TESTS.....PERFORM

CVR and DFDR test on GPU:

Press on the RCDR PB (on the RCDR panel) and check ON light is illuminated.

CVR: when pushing on the CVR TEST PB, the CVR pointer has to be in the green arc.

DFDR: the status SYST light (on the FDEP or RCDR panel) has to be extinguished.

Note: it can take over 1 minute to be extinguished after aircraft power up.

Press on the RESET PB (on the RCDR panel) and check ON light is extinguished.

The status SYST light (on the FDEP or RCDR panel) has to be illuminated.

Note: it can take over 1 minute to be illuminated after RESET PB action.

Mediante este test se evalúan dos aspectos diferenciados del sistema:

- De una parte se comprueba si el registrador (FDR) está trabajando correctamente, en cuyo caso la luz de STATUS SYST se apagaría después de presionar RCDR.
- Se comprueba también el funcionamiento del sistema de monitorización, que es el encargado de transmitir la señal de fallo generada por el FDR, cuando se dan las circunstancias necesarias para que esto ocurra. Si su funcionamiento es correcto la luz de STATUS SYST se apagaría después de pulsar el botón de RESET.

Por su parte las listas de comprobación del operador eran las siguientes:

COCKPIT VOICE RECORDER TEST

- Can be performed with GPU only, by depressing the RCDR p/b on the pedestal.
- Check ON blue light illuminates on the p/b.

- Depress the TEST p/b. Check the needle in the green arc.
- Stop the CVR by depressing RESET p/b on the pedestal.

FLIGHT RECORDER.....SET

Check FDAU time base, adjust if necessary

Enter flight number on the data entry panel (numbers between 0000 and 7999 only)

Si se comparan las listas del fabricante y del operador se observa que en la parte que se refiere al FDR difieren, siendo la principal diferencia que en la segunda no se incluye la comprobación del correcto funcionamiento del registrador de datos de vuelo y del sistema de monitorización.

1.9.3. MPC

Este equipo almacena información de datos de vuelo en una tarjeta de memoria que se recuperó en el momento del incidente, obteniendo la información que contenía con la colaboración del fabricante de la aeronave.

Se estudiaron los datos correspondientes a un intervalo de tiempo de 5 minutos, comprendido entre las 7:34:00 y las 7:39:00. El estudio se centró en la aceleración longitudinal y en los siguientes parámetros de motores:

- NH(X): velocidad de giro de la turbina de alta (n.º de motor).
- NP(X): velocidad de giro de la hélice (n.º de motor).
- TQ(X): par suministrado por el motor (n.º de motor).

El siguiente cuadro refleja los valores de dichos parámetros en varios instantes que se han considerado significativos:

Instante	NH1 (%)	NP1 (%)	TQ1 (%)	NH2 (%)	NP2 (%)	TQ2 (%)	Long. g
7:34:00	0	0	0	65,00	0	0	0,0031
7:34:16	0	0	0	65,00	26,00	22,50	0,0010
7:34:53	33,00	0	0	75,00	70,50	60,00	0,0010
7:35:25	76,00	62,50	72,50	76,00	70,75	57,50	0,0031
7:35:57	75,00	70,75	62,50	76,00	70,75	57,50	-0,0092
7:36:03	75,00	70,75	62,50	76,00	64,50	120,00	-0,0214
7:36:05	75,00	70,75	62,50	78,00	64,00	95,00	0,3957
7:36:06	75,00	70,75	62,50	76,00	70,75	60,00	-0,0987
7:37:33	75,00	68,75	65,00	68,00	37,75	82,50	-0,0010
7:37:37	66,00	0	0	65,00	0	0	0,0010
7:38:09	0	0	0	65,00	0	0	0,0010

De acuerdo con ello, a las 7:34:00 h el motor n.º 2 (derecho) ya estaba en marcha.

A las 7:34:16 h comienzan a registrarse datos de giro de la hélice del motor n.º 2, y consecuentemente datos de par suministrado por dicho motor.

A las 7:34:53 h comienza a girar el motor n.º 1.

A las 7:35:25 h puede considerarse que ya estaban estabilizados los parámetros de ambos motores.

A las 07:35:57 se inicia el movimiento de la aeronave con un rumbo de 222° y una velocidad respecto al suelo (GS) de 0,5 kt.

A las 7:36:03 h se registró un alto valor del par suministrado por el motor n.º 2 (120%), a la par que se produjo una disminución del régimen de giro de la hélice de ese motor, del 70,75% a 64,50%.

A las 7:36:05 h la aceleración longitudinal, que hasta esos momentos se había mantenido en valores del orden de milésimas de g, registró durante 1 s un valor relativamente alto, 0,3957 g. En este instante se registra en la grabación del CVR un ruido como «toc, toc, toc».

Los valores de los parámetros velocidad de giro de la hélice del motor n.º 2 y del par suministrado por este motor volvieron a la normalidad a las 7:36:06 h.

A las 7:36:07 h la aeronave se detiene con un rumbo de 224°.

A partir de las 7:37:37 h ambas hélices están ya detenidas y el par que proporcionan ambos motores es 0.

A las 7:38:09 h el motor n.º 1 estaba parado, en tanto que el motor n.º 2 se encontraba girando al 65%, con su correspondiente hélice parada.

Asimismo, en este equipo también quedan grabados los momentos en los que se registraron comunicaciones a través de los canales de VHF. Se han utilizado estos datos para sincronizar la hora del avión con la hora de la torre de control, concluyéndose que el reloj de la aeronave va 5 s atrasado con respecto al reloj de la torre de control.

Se ha comprobado que en esta aeronave la posición del freno de aparcamiento no queda registrada.

1.9.4. Cámaras de seguridad del aeropuerto

El suceso fue grabado por una de las cámaras de seguridad que cubren la plataforma de estacionamiento del aeropuerto de San Sebastián.

A pesar de que esta cámara estaba ubicada lejos de la aeronave y de que la visibilidad existente dificultaba su apreciación, ha sido posible determinar el momento del inicio de movimiento de la aeronave así como su detención, observando que la aeronave se estuvo desplazando por un lapso de tiempo de 10 s.

De la información grabada en el MPC se ha determinado que el impacto de la hélice contra el grupo tuvo lugar a las 7:36:03 h, y que la aeronave se detuvo 2 s después, posiblemente al chocar la compuerta del tren derecho contra el grupo. La aeronave empezó su desplazamiento a las 7:35:57 h.

1.10. Información orgánica y de dirección

1.10.1. *Manuales de operaciones*

1.10.1.1. Aplicación de procedimientos normales

En el Manual de Operaciones B (PRM, «Pilot Reference Manual») el operador dedica varios puntos a la aplicación de los procedimientos normales del avión pretendiendo estandarizar la gestión de los mismos como parte esencial de la operación.

Un procedimiento siempre precede a una lista de comprobación («check-list») en cada fase de vuelo considerada. Cada piloto debe conocer los puntos del procedimiento cuya ejecución le corresponde así como los que tiene que realizar el otro piloto realizando vigilancia mutua de sus acciones. Antes de cada vuelo el CM2 (o el personal de mantenimiento si está presente) debe llevar a cabo una inspección exterior cuyo primer punto es la comprobación de presión del acumulador del freno de aparcamiento. Asimismo, antes del primer vuelo del día se deben completar las siguientes listas: inspección de seguridad («Safety Inspection»), preparación de cabina («Cockpit preparation») y antes de puesta en marcha («Before Start»).

Los procedimientos son ejecutados en tierra iniciándose bajo criterio del CM1³ o de un evento específico (por ejemplo, autorización de puesta en marcha).

El manual presenta una tabla donde se expresa, según orden cronológico de ejecución, que la lista de inspección de seguridad («Safety Inspection») es del tipo leer y ejecutar («read and do»), mientras que las listas de preparación de cabina («Cockpit Preparation») y antes de puesta en marcha («Before Start») son bidireccionales («challenge and reply»).

³ CM1 se refiere al piloto que ocupa el puesto de pilotaje del lado izquierdo, siendo el CM2 el que ocupa el puesto de la derecha. PF («pilot flying») y PM («pilot monitoring») se refieren a las funciones de pilotaje, siendo el PF el piloto que maneja los mandos del avión y el PM el que vigila activamente la acción de pilotar auxiliando al piloto a los mandos en lo que él requiera.

Antes de leer cualquier lista del tipo cuestión y respuesta cada paso del procedimiento debe ser realizado previamente. Así posteriormente la lectura de la lista comprueba que todos los puntos del procedimiento han sido realizados correctamente.

La lectura y la respuesta deben hacerse siempre a un nivel que permita al otro miembro de la tripulación escuchar la lista sin interferir las comunicaciones ATC.

El PRM recalca la importancia de la vigilancia y la comprobación cruzada entre miembros de la tripulación, determinando que ésta cumple tres importantes funciones:

- Mantiene la evaluación de la tripulación sobre el estado actual del avión.
- Ayuda a la tripulación a captar sus propios errores.
- Ayuda a la detección de aspectos envolventes que conduzcan a una situación insegura.

Asimismo, el manual advierte que las interrupciones y las distracciones son la fuente principal de error de las tripulaciones haciéndolas vulnerables a olvidar la ejecución de los pasos de los procedimientos. Unos procedimientos y hábitos bien establecidos son las principales defensas para este tipo de errores.

La vigilancia del vuelo se lleva a cabo mediante comprobación cruzada y fraseología normalizada (callout) así como con la utilización de listas de chequeo y de procedimientos operacionales estándares. El buen uso de las listas garantiza que las acciones importantes no son omitidas. Siguiendo los procedimientos se asegura que cada tripulante sabe lo que se espera de él y lo que puede esperar del otro. La fraseología normalizada ayuda a mantener a cada tripulante informado de los cambios en los sistemas y configuración de la aeronave. El comandante, como líder de la tripulación, tiene la responsabilidad de generar un ambiente de trabajo donde se observen continuamente los principios de vigilancia y comprobación cruzada. De esta manera si ocurriera una emergencia o anomalía la tripulación continuará aplicando esas mismas técnicas de forma natural.

El siguiente cuadro informa sobre la distribución del trabajo en cabina siguiendo la secuencia estándar de un vuelo hasta el procedimiento de rodaje.

Evento del vuelo	Procedimiento	Lista de chequeo	Ordenada por:	Realizada/leída por:
Llegada al despacho de vuelo	Procedimiento de preparación del vuelo		CM1/CM2	CM1/CM2
Llegada al avión	Procedimiento de inspección de seguridad			CM2
Inspección de seguridad completa	Inspección exterior			CM2
Datos de despegue obtenidos		Lista de preparación de cabina	CM1	CM2

Evento del vuelo	Procedimiento	Lista de chequeo	Ordenada por:	Realizada/leída por:
Autorización de puesta en marcha recibida y puertas cerradas	Procedimiento de antes de puesta en marcha		CM1	CM1/CM2
Procedimiento de antes de puesta en marcha completo		Lista de antes de puesta en marcha	CM1	CM2
Motores en marcha		Lista de después de puesta en marcha	CM1	CM2
Rodaje (fuera de rampa)	Procedimiento de rodaje		CM1	CM1/CM2
Procedimiento de rodaje completado		Lista de rodaje	CM1	CM2

1.10.1.2. Listas normales

En la lista de preparación de cabina («Cockpit Preparation C/L»), en el punto undécimo contempla la comprobación del estado del freno de aparcamiento («Parking Brake»).

COCKPIT PREPARATION	
+ COCKPIT DOOR LOCKING SYS	CHECK & OFF
+ ADC SW	SET TO ADEQUATE ADC
BAT	ON
MFC	AUTOTEST
CBs	CHECK
+ GEAR PINS	3 STOWED
+ EMERGENCY EQUIPMENT (*2)	CHECK
EXTERNAL LIGHTS	AS REQD
CABIN SIGNS / EMER. LTs	ON / ARMED
OVERHEAD PANEL	SCAN, WHITE LTs OFF
PARKING BRAKE	SET / CHECK PRESS.
FLIGHT RECORDER	SET
ENGINE & FIRE TEST	PERFORMED
+ TRIMS	CHECK
+ PEDESTAL	SCAN
+ ENGINE PANEL	CHECK
+ LATERAL PANELS	CHECK
+ OXYGEN MASKS	TEST
EFIS / RDR / NAV	TEST / STBY / SET
MEMO PANEL	CHECK
LANDING ELEVATION	SET
FUEL QTY & BALANCE / USED	CHECK / RESET
CAP	CHECK, NORMAL
SAFETY BRIEFING	COMPLETE
TAKE-OFF DATA BUGS	SET
+ APM TEST	PERFORMED
APM / TAKE-OFF WEIGHT	ON / SET
TRIMS	SET FOR TAKE-OFF
ALTIMETERS	SET & X-CHECKED
STEERING (*3)	AS REQD
—COCKPIT PREPARATION CHECKLIST COMPLETED—	

El PRM capítulo 1.1.3 desarrolla los puntos de la lista en una opción extendida indicando que las acciones que corresponden a ese punto del procedimiento son:

PARKING BRAKE SET / CHECK PRESS

Comprobar la presión del BRAKE ACCU (mín. 1.600 PSI).

Utilizar la HYD AUX PUMP si fuera necesario.

Asentar la palanca en la posición PARKING.

No hay otra referencia a la posición de la palanca de PARKING BRAKE hasta la lista normal de rodaje (TAXI) donde el procedimiento indica que se deben liberar los frenos y hacer una comprobación de su funcionamiento tanto en actuación normal como en posición EMER. Según indica el punto 1.2.1.G del mismo manual, esta lista no correspondía hacerla hasta estar fuera de las áreas de movimiento congestionadas.

1.10.1.3. Comunicación con personal de tierra

El manual de referencia para los pilotos (PRM) expresa que la puesta en marcha se realizará siempre con asistencia de personal en tierra (salvo puesta en marcha del motor n.º 1 durante el rodaje) y, si es posible, se establecerá la comunicación con dicho personal a través del interfono.

En este mismo manual en la secuencia de puesta en marcha está publicada una nota en la que se expresa que la puesta en marcha de los motores se realizará con los cascos para tener una comunicación permanente de doble sentido con el personal de tierra (excepto durante el arranque del motor n.º 1 durante el rodaje con un solo motor).

1.10.2. *Manuales de asistencia en tierra (Handling)*

La empresa que realizaba la asistencia en tierra a las aeronaves de Air Nostrum en el aeropuerto de San Sebastián era Iberia Airport Services.

El departamento de recursos humanos/formación de Iberia Airport Services tiene editado un documento denominado «salida de aviones para coordinadores» en el que se detallan los procedimientos para dar la salida a los aviones.

El punto 2.4 de este documento, que está dedicado específicamente a la «conexión de cascos de audio al avión», no contiene instrucciones concretas sobre la obligación/recomendación del uso de los cascos, limitándose básicamente a indicar donde se encuentran las tomas de conexión de los cascos para las diferentes flotas de aeronaves que incluye el documento, que son:

- Familia A320.
- Familia Boeing (fuselaje estrecho).

- Familia MD.
- Familia A340.
- Familia Boeing (fuselaje ancho).

En este documento no se ha encontrado ninguna mención a las aeronaves del tipo ATR.

Las instrucciones acerca de la salida del avión en remoto con grupo de tierra se encuentran en un apartado específico. En el mismo se indica que tras la retirada de los calzos, si es que están puestos, se desconectará la clavija («jack») del interfono.

En lo que respecta a instrucciones o procedimientos a seguir en caso de que se produzca un incidente durante la salida de la aeronave, no se ha encontrado ninguna indicación en este manual.

1.11. Información adicional

1.11.1. Declaraciones

1.11.1.1. Comandante

Llegó a la oficina del aeropuerto antes de las 06:45 h, teniendo estipulado que la hora de firma es 45 min antes del vuelo.

El día del suceso estaba lloviendo. La aeronave no se encontraba en su estacionamiento habitual, estando aparcada en la zona sur de la plataforma que no cuenta con una buena iluminación, en la que existía un punto ciego de luz.

La tripulación técnica se conocía perfectamente pues habían operado con frecuencia juntos realizando muchas horas de vuelo. Siempre realizaban un briefing con la tripulación auxiliar antes del vuelo, pero si no había nada diferente a la operación normal no se comentaba ya que, al ser una base pequeña, todo el personal de las tripulaciones se conocía al volar juntos con carácter habitual.

Declaró que en la operación de San Sebastián no se ponían nunca los cascos de comunicaciones. Del mismo modo tampoco los utilizaban habitualmente en otros aeropuertos como Melilla pero, sin embargo era habitual utilizarlos en Madrid-Barajas.

Una vez a bordo de la aeronave les surgió una indicación de EFIS COMP. El copiloto se centró en tratar de solventar el problema.

La dificultad que se le presentó fue el consumo de tiempo por el problema de EFIS en cabina, al que se añadió la presencia de personal de la Guardia Civil que portaba su arma y de personal de la compañía que viajaba como tripulante extra, lo que exigía el control de la documentación personal, demanda de la orden de servicio sellada, etc.

Al ejecutar la preparación de cabina no leyeron las listas de comprobación correspondientes («Cockpit Preparation C/L» y «Before Start»), sino que se hicieron de memoria para ahorrar tiempo.

La comunicación con la coordinadora la realizaban habitualmente a través de la ventanilla de comunicación («com-hatch»). Toda la documentación se la intercambiaban por esta ventanilla.

Comentó que puso en marcha y comprobó que estaba todo correcto en los motores siguiendo una secuencia que calificó como rutinaria. Recordó que eran las 07:30 hora local ya que si se empieza a rodar antes de esa hora hay restricciones de aeropuerto.

Después mandó quitar los calzos. El problema inicial ya se había arreglado. Aún estaban pendientes de que se acabase de alinear el instrumento afectado, por lo que se quedaron los dos mirando a los instrumentos del copiloto. Declaró que el avión frenaba mejor con el freno de aparcamiento que con los pedales y por eso lo usó. La aeronave no llevaba mucha inercia.

Notó un ruido no muy intenso que identificó como si la rueda pillara algo, dando pequeños botes. En ese momento puso el freno de aparcamiento («parking brake») advirtiéndole que estaba en posición de BRK OFF. Inicialmente no fue consciente del alcance del incidente hasta que se enteró por la coordinadora que le avisaba a gritos desde la ventanilla («com-hatch»).

Se puso en contacto con la tripulación auxiliar y con el pasaje narrando el incidente. Se realizó un desembarco normal sin que el pasaje mostrase signos de intranquilidad.

Valorando la situación apreció que el grupo estaba a escasos 20-30 cm del avión y las hélices estaban rotas.

Después de contactar con su jefe de flota el operador les mandó en vuelo de posicionamiento a Madrid para continuar su rotación a Melilla. La compañía le solicitó la remisión de un informe.

Describiendo el procedimiento comentó que en la puesta en marcha arrancan en modo «H»⁴. Una vez en marcha el motor derecho, que hace las veces de unidad auxiliar de potencia, se manda quitar el grupo externo.

En ese vuelo llevaban poco peso y mantuvo los gases en régimen de ralentí (IDLE) en todo momento. Comentó que con ese peso ligero el avión tiene tracción aun con esa potencia con lo que, si el avión se moviese por no tener el freno de aparcamiento puesto, atraparía los calzos siendo muy difícil quitarlos.

⁴ En modo H la hélice no está engranada con el motor con lo que se utiliza este a modo de Unidad de Potencia Auxiliar para obtener energía eléctrica y neumática.

El funcionamiento del freno de aparcamiento («parking brake») era correcto. Piensa que, instintivamente, pudo quitarlo y no se dio cuenta al pedir fuera calzos. Estaba correctamente sentado con los pies en los pedales pero no los llegó a actuar.

Calificó la situación como de carga de trabajo excepcional. El avión se movió muy despacio sin dar sensación de aceleración, con lo que no apreciaron el movimiento al estar mirando dentro de la cabina.

Consideró que la carencia de cascos tuvo mucha influencia en el incidente, ya que dificultó la comunicación con el personal de tierra.

Comentó que siempre se suelen leer las listas de comprobación por trabajo rutinario, aunque se las conozcan de memoria.

Iban ajustados por la prisa. Afirmó que podía haber retrasado el vuelo pero los códigos de compañía para justificar el retraso por tripulante extra y arma a bordo no existen.

Declaró que el tiempo es un factor que siempre han de tener en cuenta, ya que su operación diaria es complicada al estar afectados por factores como escalas cortas, asignación de aparcamiento en puntos remotos, problemas de control aéreo, etc.

Habitualmente el procedimiento de puesta en marcha lo realiza el comandante aunque, en algunos casos, puede delegar en el copiloto esa tarea.

1.11.1.2. Copiloto

Hizo un flujo normal de preparación de cabina hasta detectar el fallo que se advirtió por un aviso de EFIS COMP, indicando que el AHRS («Attitude and Heading Reference System») no alineaba correctamente. En ese momento él se concentró en combatir el fallo mientras el comandante empezó el procedimiento de puesta en marcha.

Anteriormente hubo dos interrupciones en cabina; el personal de seguridad de un pasajero (guardaespaldas) y una azafata de la compañía que viajaba como tripulante adicional («extracrew») con su familia.

Indicó que el uso de los cascos por parte de los operarios de handling no era uniforme. Así, de los cuatro aeropuertos en los que habitualmente operan, utilizaban los cascos en Madrid y en Málaga, en tanto que en San Sebastián y en Melilla nunca los empleaban.

Durante la puesta en marcha estuvo ajeno a la actuación del comandante estando concentrado en combatir la avería. Para solucionar el fallo EFIS COMP no llegó a sacar el QRH ya que el procedimiento tiene una acción de memoria («memo ítem») que consiste en identificar el instrumento defectuoso y pulsar para esclavizarlo al otro.

Piensa que el problema de AHRS se corrigió al poner en marcha. En ese momento sintió que el avión se movía. Se encontraba mirando dentro de la cabina buscando una ficha. Levantó la cabeza y vio a la coordinadora que llamaba su atención. Dio un grito de atención (¡Cuidado, cuidado!) al que reaccionó el comandante poniendo el freno de aparcamiento. Advirtió el avance pero no sabía valorar cuanto se desplazó el avión y tampoco si iba rápido.

Notó un ruido (clak, clak, clak) que identificó inicialmente con la sensación de frenada intermitente cuando entra en funcionamiento el sistema antiskid. Comprobó entonces que las dos palancas («condition levers») estaban en posición AUTO pero no apreció que se generase ningún aviso («warning») en cabina después del suceso. No fue consciente de haber impactado contra algo, siendo la coordinadora la que les comentó que había daños.

Pararon el avión y desembarcaron normalmente. Cree que el pasaje ni se dio cuenta del incidente y piensa que no había nadie sentado cerca del motor afectado. En el aeropuerto todo estaba tranquilo sin que recordase un momento de especial ajetreo en cabina.

En condiciones normales el comandante es el que pone los motores en marcha con monitorización del copiloto mediante una serie de avisos estándares («callouts»). También tiene la posibilidad de delegar en el copiloto. Asimismo comentó que, en ocasiones, es el PF el que hace el arranque y el PM prepara la cabina según criterio del comandante.

Explicó que normalmente se arranca primero el motor n.º 2 en modo H, a no ser que haya viento en cola o que estén los operarios en la bodega del lado derecho. Posteriormente se solicita la desconexión del grupo auxiliar, se conecta la hélice n.º 2 y finalmente se realiza la puesta en marcha del motor n.º 1.

La preparación de cabina la hace el copiloto y luego leen la lista de comprobación. No recordaba si estaba el freno de aparcamiento puesto o no, pero realizó el flujo de chequeo sin que le llamase la atención nada anormal.

La solicitud de calzos fuera se puede realizar por el que pone en marcha justo antes de comenzar el rodaje.

El piloto que dejó el avión el día anterior le comentó que recordaba claramente que había dejado el freno de aparcamiento puesto. Parece que es procedimental hacer la parada final poniendo el freno de aparcamiento, con lo que esta acción se realiza de forma mecánica.

Comentó que vuela más de 800 horas/año, rozando la actividad máxima permitida por la regulación.

En los cursos de refresco no se comentan las actuaciones a realizar después de un incidente/accidente. Se llega hasta entrenar la evacuación nada más. Sin embargo indicó que en los manuales hay una guía que facilita instrucciones sobre qué hacer, en función de los daños observados.

1.11.1.3. Coordinadora del vuelo

Una vez embarcado el pasaje se dirigió hacia la parte delantera de la aeronave para dar la salida.

Indicó que la comunicación con la tripulación se hizo de la forma en que lo hacen siempre: de forma visual, mediante el uso de las señales estandarizadas. Para ello ha de colocarse unos metros por delante de la aeronave. Añadió que siempre lo hacen de esa forma con las aeronaves de hélice, como son los ATR. En cambio con otras aeronaves del tipo CRJ o Airbus A319 que atienden en el aeropuerto de San Sebastián, las comunicaciones las realizan a través de cascos.

Preguntada por el motivo de no usar los cascos con los ATR's manifestó que creía que no podían usarse, puesto que le habían enseñado a hacerlo de esa forma y nunca había visto a nadie conectar los cascos.

Con respecto a cuándo se conecta el grupo de potencia de tierra (GPU) a la aeronave, manifestó que la conexión se hace cuando llega la aeronave la noche anterior, permaneciendo conectado durante toda la noche, ya que puede ser preciso para la realización de labores de mantenimiento.

El procedimiento de arranque se inicia siempre con el motor n.º 2. Este día no fue una excepción, de forma que se arrancó primero este motor. Una vez en marcha, el comandante le hizo la señal de retirar el grupo, que transmitió al operario. Éste se dirigió hacia el registro de conexión de energía exterior, desconectó el cable, comenzó a recogerlo y lo dejó en el grupo.

Entre tanto la tripulación había arrancado el motor n.º 1 y seguidamente el comandante le hizo la señal de quitar calzos, que transmitió al operario. Este se dirigió hacia la pata de morro retirando los dos calzos y a continuación se encaminó hacia el grupo para dejar los calzos.

En ese momento se dio cuenta que la aeronave comenzaba a moverse. Trató de advertir a la tripulación sobre la situación, pero no pudo debido a que estaban actuando sobre algo en el panel superior («overhead panel»), por lo que no podían verla, ni tampoco podían oír sus gritos a causa del ruido.

El operario sí oyó los gritos y ambos echaron a correr para alejarse de la aeronave. Ésta continuó desplazándose hasta que el motor derecho chocó contra el grupo, momento en que se detuvo. Ambos motores seguían en marcha.

Entonces se dirigió hacia la cabina de la aeronave. El comandante abrió la ventanilla y pudo comunicarle lo que había pasado. Pararon los motores y el comandante le indicó que iban a desembarcar el pasaje, por lo que se encaminó hacia la parte posterior de la aeronave para proceder a ello.

Los pasajeros desembarcaron con total normalidad y los condujeron hacia una sala del edificio terminal. No avisó a la oficina de operaciones del aeropuerto del suceso.

1.11.1.4. Operario de asistencia en tierra

Como es habitual, antes de iniciar el embarque del pasaje retiró los calzos de las patas principales, dejando únicamente los de la pata de morro. Después de arrancar el motor derecho de la aeronave la coordinadora le indicó que desconectara el grupo, lo que hizo, recogió el cable y lo depositó en el carro.

Seguidamente la coordinadora le hizo la señal de retirar calzos. Se dirigió a la pata de morro, retiró los calzos y dio media vuelta para volver hacia el grupo, con la intención de dejar los calzos y retirar el grupo auxiliar (GPU). No apreció que fuera necesario hacer más fuerza de la habitual para retirar los calzos retirándolos sin ninguna dificultad.

Cuando estaba a medio camino oyó los gritos de la coordinadora, se giró y vio que la aeronave se estaba moviendo hacia él y advirtió que la hélice del motor derecho estaba a punto de impactar contra el grupo, por lo que echó a correr para alejarse evitando sufrir daños personales.

1.11.1.5. Señalero (TOAM⁵)

El señalero no fue testigo del incidente. Se acercó a la tripulación a preguntar el motivo de su demora, momento en el que fue informado del suceso por la tripulación. Tomó varias fotografías de los daños y se encaminó a la oficina de operaciones (CECOPS) para informar del hecho.

1.11.1.6. Técnico de operaciones (CECOPS)

No pudieron apreciar el incidente a pesar de que la oficina de operaciones se encuentra en el edificio terminal, da hacia el lado aire y dispone de un gran ventanal que permite tener muy buena visión de toda la plataforma de estacionamiento de aeronaves.

A las 08:05 oyó por la radio una comunicación en la que la tripulación del vuelo ANE8519 notificaba a la torre de control que iban a adelantar el vuelo por un problema

⁵ Técnico de Operaciones en el Área de Movimiento.

en otro avión. Entonces llamó a la torre de control para averiguar lo que ocurría siendo informado por el controlador de que el avión había tenido un pequeño percance en tierra y no iba salir.

Poco tiempo después, alrededor de las 08:20 h, llegó el señalero a la oficina de operaciones y le informó con detalle del incidente.

1.11.1.7. TMA Jefe mantenimiento Air Nostrum base San Sebastián

Cuando la aeronave llega al aeropuerto para pernoctar en él, tras su último vuelo del día, el TMA que atiende el avión habitualmente entra en la cabina para revisar su estado. Una de las cosas que siempre revisan es la posición del freno de aparcamiento. Asimismo la cantidad de carga del acumulador de freno es visible desde el exterior siendo un punto a comprobar en la revisión exterior del avión («walk around»). Ese día no se realizaron acciones de mantenimiento que implicasen quitar el freno de aparcamiento («parking brake»).

Se hicieron pruebas de frenada y de efectividad del freno de aparcamiento advirtiendo que, aunque la presión indicada del acumulador desde el aforador exterior era de 2.000 psi, las ruedas no quedaban frenadas del todo. Necesitó una aplicación de la bomba eléctrica auxiliar hidráulica para que el bloqueo fuera total.

Las diferencias de los indicadores de desgaste de paquete de frenos («wear pins») con los frenos puestos y quitados no era muy apreciable lo que indica el buen estado de éstos.

1.11.2. Antecedentes

Con el informe del incidente IN-045/2006 se emitió la recomendación de seguridad REC 03/10 dirigida a Air Nostrum, cuyo contenido es el siguiente:

REC 03/10. Se recomienda al operador Air Nostrum que refuerce la formación de sus tripulaciones técnicas en los siguientes aspectos:

Liderazgo y técnicas de toma de decisiones sin precipitación en situaciones anómalas y de emergencia.

Reparto de funciones entre miembros de la tripulación en situaciones anómalas y de emergencia.

Pautas y procedimientos para la identificación, notificación y priorización de fallos en situaciones anómalas y de emergencia.

La ejecución rigurosa de los procedimientos en situaciones anómalas y de emergencia para evitar introducir factores de desconcierto en el resto de miembros.

El uso apropiado del nivel de automatismo en cada situación.
La utilización de terminología estándar en situaciones anómalas y de emergencia.

Como respuesta a esta recomendación Air Nostrum aprobó, e implementó en sus programas de formación, una serie de medidas tendentes a reforzar la formación de sus tripulaciones en los ámbitos del error humano y la fiabilidad; el liderazgo y trabajo en equipo; la cultura de seguridad en la compañía y la gestión de amenazas y del error.

La CIAIAC analizó las medidas adoptadas por Air Nostrum, considerando que las mismas cubrían la totalidad de los aspectos mencionados en la recomendación 03/10 por lo que a esta recomendación se le asignó el estado «Cerrada. Respuesta satisfactoria».

2. ANÁLISIS

2.1. Aspectos generales

El día 21 de enero de 2012 la compañía Air Nostrum se disponía a iniciar el vuelo IBE8317 operando una aeronave ATR-72-212A, con matrícula EC-HCG. Este vuelo tenía como destino el aeropuerto de Madrid teniendo la salida prevista de San Sebastián a las 07:30 hora local.

La tripulación de vuelo tenía las licencias y los cursos en vigor.

Los componentes de la tripulación se encontraron en la oficina de despacho de vuelos donde realizaron el briefing. Según declaración de la tripulación éste no fue extenso ya que la operación programada desde San Sebastián era habitualmente la misma. Además los componentes de la Base eran pocos y se conocían entre ellos perfectamente.

Se dirigieron a la aeronave que estaba estacionada en una posición no habitual. La apreciación de la tripulación era que el punto de aparcamiento no estaba bien iluminado lo que, añadido a que estaba lloviendo, complicaba la correcta visibilidad.

Al llegar al avión la tripulación realizó los chequeos siendo en el flujo correspondiente al procedimiento de preparación de cabina cuando detectaron el aviso EFIS COMP.

El copiloto focalizó su atención en recuperar la avería relacionada con este aviso, mientras que el comandante solicitó el embarque del pasaje para no demorar el vuelo.

El comandante indicó que el tiempo era un condicionante puesto que su operación diaria se complicaba por estar afectados por factores como escalas cortas, asignación de aparcamiento en puntos remotos, problemas de control aéreo, etc.

Durante el embarque la atención del comandante se distrajo al gestionar el abordaje de personal de las Fuerzas de Seguridad, que viajaba armado, y por facilitar el tránsito a una tripulante de la compañía que viajaba como tripulación extra.

Una vez embarcado el pasaje, el comandante inició el procedimiento de puesta en marcha de los motores, que comienza con el motor n.º 2 (derecho) en modo «H» (con el freno de hélice puesto), mientras que el copiloto continuaba con el procedimiento de recuperación y alineamiento del AHRS inducido por el aviso de EFIS COMP.

Las prisas por recuperar el tiempo perdido y cumplir el horario previsto llevaron al comandante a realizar la puesta en marcha realizando las comprobaciones por sí mismo de memoria, sin leer los procedimientos ni requerir la colaboración preceptiva del copiloto para estas tareas.

La comunicación con la coordinadora de vuelo se producía mediante el uso de señales visuales.

A su vez el operario recibía instrucciones mediante señales visuales por parte de la coordinadora. La misión del operario era manejar la unidad de potencia de tierra (GPU) y el tractor que la remolca, así como la desconexión del GPU, la retirada de los calzos y la retirada del GPU.

Cuando arrancó el motor derecho el comandante indicó a la coordinadora que retirase la conexión eléctrica del GPU iniciando la secuencia de arranque del motor remanente. Posteriormente soltó el freno de la hélice del motor derecho e indicó a la coordinadora que retiraran los calzos.

Esa instrucción fue a su vez transmitida al operario, que la ejecutó dejando los calzos en el tractor.

Cuando se disponía a subir al tractor para retirar el GPU, le alertaron gritos que le hicieron apreciar que el avión se estaba desplazando y que la hélice del motor derecho estaba a punto de golpear al GPU, por lo que se alejó rápidamente a la carrera.

Poco después la hélice impactó contra el GPU produciéndose la rotura de sus 6 palas. Los fragmentos desprendidos salieron proyectados a distancia impactando alguno contra el fuselaje de la aeronave.

El comandante realizó las acciones que permitían al avión iniciar el rodaje y focalizó su atención en la alineación de los instrumentos del lado del copiloto que éste estaba recuperando. Por este motivo ninguno de ellos fue consciente del movimiento de la aeronave.

Al advertir el incidente los tripulantes se dieron cuenta que el freno de aparcamiento estaba quitado. El comandante puso el freno y paró los motores y, una vez evaluada la situación ordenó el desembarque del pasaje.

A pesar del desprendimiento de fragmentos no se produjo ningún herido entre el personal de tierra.

En ningún momento el personal de operaciones del aeropuerto recibió comunicación del incidente ni por parte de la tripulación ni por la del operador de handling.

Unos 15 minutos más tarde el señalero se acercó a la aeronave para preguntar por su demora en la operación, momento en el que fue alertado por la tripulación acerca del incidente sucedido. Fue este personal el que comunicó con la central de operaciones del aeropuerto (CECOPS) para alertarles de lo sucedido.

2.2 Aplicación de los procedimientos y listas de comprobación

Las listas de comprobación se generan como ayuda a los procesos memorísticos contribuyendo a asegurar que las actuaciones críticas necesarias para garantizar la operación segura de la aeronave no son omitidas ni olvidadas.

Las listas son una importante herramienta de conexión entre el piloto y la aeronave. Además de ayudarlo a configurar y operar el avión de forma adecuada facilitan un método y una secuencia para verificar la operación general de todos los sistemas.

Sin embargo las listas no tienen ninguna utilidad si la tripulación no se compromete a usarlas correctamente. Sin disciplina y dedicación para aplicar las listas en el momento adecuado todo se pone de parte de la posibilidad de cometer un error. Los tripulantes que fallan en la consideración de tomar en serio la adecuada ejecución de las listas caen en la complacencia, siendo su memoria la única herramienta en la que pueden confiar. Así pierden conciencia de su propia fiabilidad sin asumir que alguno de los errores que resultan de una aplicación pobre de las listas de chequeo puede acabar siendo fatal con resultado de accidente.

Según declaración de la tripulación y de acuerdo con lo estipulado en la documentación operacional de la compañía (PRM) el CM2 inició el procedimiento de preparación de cabina. Al ser una lista bidireccional las acciones se realizan de memoria siguiendo un patrón establecido y se comprueba su ejecución leyendo la lista. Al ejecutar las acciones de comprobación detectó el problema de alineación del AHRS y focalizó toda su atención en la resolución de ese problema. Ahí se rompió la secuencia normal, ya que el comandante acabó las comprobaciones de preparación de cabina y realizó los puntos correspondientes a los procedimientos de antes de puesta en marcha, después de puesta en marcha y rodaje sin verificación en el uso de listas y sin comprobación cruzada por parte del otro piloto.

La lectura de la lista de preparación de cabina les habría confirmado la situación y la correcta actuación del freno de aparcamiento. La lista de rodaje le indicaba la liberación

de los frenos y su comprobación; su correcta lectura habría concienciado a la tripulación de la situación de frenado del avión.

La desviación de los procedimientos fue defendida por el comandante declarando que se encontraba en un ambiente de alta carga de trabajo, atendiendo simultáneamente la recuperación de una anomalía, la preparación de la puesta en marcha y el embarque de pasajeros con requerimientos especiales lo que le generaba una sensación de estrés.

A su vez, el afán por mantener los horarios y realizar el programa de vuelo con puntualidad frente a factores externos como meteorología adversa, restricciones ATC, etc., condicionó la forma de actuación de la tripulación contribuyendo a influir sobre la falta de atención de los tripulantes induciéndoles al error.

La intención de no inducir demoras llevó al comandante a no seguir los procedimientos en la operación, realizándolos por sí mismo y sin leer las listas de comprobación.

Una vez ejecutados los procedimientos de puesta en marcha y rodaje de memoria y sin comprobación cruzada ni de lista de chequeo, el comandante focalizó su atención en la recuperación de la anomalía por parte del copiloto, descuidando el hecho de que había quitado el freno de aparcamiento y había retirado los calzos. En una situación de estrés la memoria a corto plazo queda afectada al ser sustituida por nuevos elementos que facilitan la distracción sobre acciones anteriores.

Asimismo las tempranas horas de inicio de la operación junto con un defectuoso descanso comentado por uno de los tripulantes y detectado en la grabación CVR, pueden ser índices que señalen un posible estado de fatiga que pudo contribuir a la falta de atención sobre las acciones realizadas y sobre la debida vigilancia mutua.

Un factor que influye en la ejecución de los procedimientos es la monotonía. La operación realizada desde San Sebastián era siempre la misma, con los mismos horarios, destinos e incluso tripulantes, lo que puede llevar a confundir acciones recientes con otras más lejanas en el tiempo realizadas en una situación similar en un entorno habitual.

El hecho de realizar una operación con los mismos condicionantes lleva también a caer en la complacencia creyendo que las cosas son así porque de esta forma han sido siempre. La tripulación debía haber requerido, como indica el PRM, la utilización de cascos por parte de la coordinadora lo que hubiese facilitado la comunicación con el personal auxiliar en tierra. Lo utilizaban en otros aeropuertos pero nunca en LESO, existiendo esa capacidad.

Todos estos factores contribuyentes al error de atención de la tripulación se hubieran soslayado con una disciplinada aplicación de las listas de chequeo y de los procedimientos operativos establecidos.

En este sentido, este incidente ha puesto en evidencia que algunas de las deficiencias que dieron origen a la emisión de la recomendación REC 03/10, se han vuelto a reproducir. Concretamente, los aspectos en los que se ha detectado carencias son los siguientes:

- Liderazgo y técnicas de toma de decisiones sin precipitación en situaciones anómalas y de emergencia.
- Reparto de funciones entre miembros de la tripulación en situaciones anómalas y de emergencia.
- La ejecución rigurosa de los procedimientos en situaciones anómalas y de emergencia para evitar introducir factores de desconcierto en el resto de miembros.

No obstante, de la información recopilada no es posible determinar si este incidente constituye un hecho aislado o si por el contrario alguna de las deficiencias anteriormente detectadas todavía persiste a nivel organizacional. Por este motivo se considera conveniente emitir una nueva recomendación sobre seguridad dirigida al operador de la aeronave, a fin de que ponga en marcha un sistema de seguimiento de las medidas implementadas como respuesta a la REC 03/10, que permita determinar su grado de efectividad, y la necesidad o no de acometer medidas adicionales.

2.3. Análisis del impacto

Según declaró el operario de asistencia en tierra, cuando retiró los calzos de la aeronave no tuvo que hacer un esfuerzo mayor del habitual, por lo que se deduce que, en ese momento, la aeronave no estaba empujando contra los calzos. Este hecho pudo deberse a que los motores no estaban produciendo suficiente tracción como para poder mover la aeronave, o bien a que estaba puesto el freno de aparcamiento.

El piloto debió dar la orden de retirar la conexión eléctrica del GPU una vez estabilizado el motor n.º 2 (7:34:53 h).

El operario del GPU declaró que mientras desconectaba el grupo, la tripulación procedió al arranque del motor n.º 1, y que cuando le dieron la instrucción de retirar los calzos este motor estaba ya en marcha.

El arranque del motor n.º 1 se inició a las 7:34:53, es decir, en el mismo instante en que se había estabilizado el otro motor.

El choque de la aeronave contra el GPU, y su detención, se produjo a las 7:36:05 h.

De la grabación de la cámara de seguridad se sabe que la aeronave estuvo desplazándose durante 10 s. Por lo tanto, su movimiento debió comenzar a las 7:35:55 h. En ese momento ambas hélices se encontraban girando al 70,75%.

Según se ha indicado en 1.9.3, ambos motores y hélices ya estaban estabilizados a las 7:35:25 por lo que, desde este momento hasta el instante en el que se produjo el impacto, debieron estar proporcionando la misma tracción.

Por lo tanto la aeronave debería haber empezado a moverse a las 7:35:25 h. Como este hecho no se produjo, se deduce que en ese momento había una fuerza que se oponía al movimiento de la aeronave, que sólo podía ser causada por el freno de aparcamiento de la aeronave o por los calzos. Se descarta que el origen de dicha fuerza haya podido radicar en estos últimos, ya que en ese supuesto el operario posiblemente no habría podido retirarlos. En consecuencia, solo cabe la posibilidad de que la sujeción de la aeronave, hasta el momento en que comenzó a moverse, haya sido producida por el freno de aparcamiento.

En consecuencia, se estima que el freno de aparcamiento de la aeronave estuvo actuado hasta que a las 7:35:55 h, fue desconectado por la tripulación.

2.4. Asistencia en tierra («Handling»)

El uso de los cascos está recomendado en cualquier situación, pero cobra especial importancia cuando las condiciones visuales están disminuidas, tal como ocurre en operaciones nocturnas o en condiciones meteorológicas adversas. Por este motivo, en los manuales del operador se recomienda su uso.

Las operaciones de salida del vuelo del incidente se realizaron siendo aún de noche y con la presencia de lluvia, por lo que debería haberse hecho uso de los cascos para las comunicaciones.

La comunicación entre la tripulación y la coordinadora de vuelo se produjo mediante el uso de señales visuales. Este personal nunca utilizaba los cascos de comunicación en San Sebastián, al pensar que la aeronave no admitía su uso.

Por otra parte, conviene señalar que de acuerdo a los procedimientos de salida, una vez dada la orden de retirar los calzos debe procederse a retirar la conexión del interfono. Por este motivo es lógico suponer que, aunque se hubieran utilizado los cascos en las comunicaciones, cuando la aeronave comenzó a moverse ya se habrían desconectado lo que habría imposibilitado su uso para alertar a la tripulación.

No obstante, aunque el hecho de no haberse usado los cascos no haya tenido ninguna influencia en el desarrollo del suceso, se considera que el motivo por el que no se usaban pone en evidencia que el personal de asistencia en tierra («handling») adolecía de insuficiente conocimiento acerca de las aeronaves que debía atender, lo que aconseja la emisión de una recomendación de seguridad.

Por otra parte, en la investigación de este suceso se ha identificado la existencia de otra circunstancia, que es la no comunicación del suceso al aeropuerto, que aunque no ha

influido en su desarrollo ni ha tenido trascendencia posterior, podría tenerla en otros similares.

Como se ha reflejado en el punto 1.10.2, los manuales de «handling» no contienen ningún procedimiento con respecto a instrucciones o actuaciones a seguir en caso de que se produzca un incidente durante la salida de la aeronave, de lo que cabe deducir que el personal de «handling» actuó de acuerdo a sus procedimientos.

A la vista de ello, parece aconsejable que se revisen los manuales del agente «handling» a fin de que incluyan directrices sobre las actuaciones a realizar por parte del personal de «handling» en el caso de que se produzcan incidentes durante la salida de las aeronaves, motivo por el que se emite una recomendación de seguridad.

2.6. Registrador de datos de vuelo (FDR)

Como se ha reflejado en 1.9.2, el registrador de datos de vuelo tenía daños internos a consecuencia de los cuales no se grabó ningún dato de vuelo desde 2 días antes al del suceso.

En esas condiciones el FDR debería haber generado una señal de fallo, que a su vez debería haber sido transmitida por el sistema de monitorización hasta la cabina activando el aviso luminoso STATUS SYS, hecho que en este avión no sucedió.

Las pruebas que se hicieron con el registrador del suceso montado en otra aeronave similar permitieron determinar que el FDR emitía correctamente la señal de fallo.

De lo anterior cabría deducir que el problema que provocaba que la luz de aviso de fallo del FDR no se iluminara en la cabina de vuelo de la aeronave del incidente debía estar en el sistema de monitorización de la propia aeronave, pues es el que activa la luz de aviso en cabina cuando el registrador genera un aviso de fallo.

Esta hipótesis no pudo ser comprobada, ya que cuando se tuvo la certeza de que el FDR emitía correctamente la señal de fallo, ya se habían llevado a cabo las actuaciones sobre la aeronave necesarias para su devolución, y se había hecho un test de mantenimiento que evidenció que el sistema de monitorización funcionaba correctamente.

Es posible que durante estas tareas se subsanara el fallo que pudo haber en el sistema de monitorización.

Por otra parte, el fallo del sistema de monitorización debería haberse detectado de haberse ejecutado el test indicado por el fabricante de la aeronave, denominado «CVR AND DFDR TEST», y que es el primero de los reflejados en el punto 1.9.2.1.

Pero debido al hecho de que el test que tenía el operador en sus manuales, y que es el que ejecutaban las tripulaciones, no comprobaba realmente el estado del sistema de monitorización del FDR, el posible fallo existente en este sistema pudo permanecer inadvertido.

Sería, por tanto, conveniente modificar las listas de comprobación del operador de forma que contengan el procedimiento correcto de comprobación *del registrador*, aunque dado que éste ya no tiene en su flota este modelo de aeronave, no se considera necesario emitir una recomendación al operador al respecto.

3. CONCLUSIONES

3.1. Conclusiones

- La tripulación planificó una rotación rutinaria de vuelos.
- Los tripulantes se conocían por haber trabajado frecuentemente juntos al estar destinados en la misma base, al igual que la coordinadora.
- La aeronave estaba aparcada en un lugar no habitual que cuenta con una iluminación menos intensa de la que dispone el estacionamiento habitual.
- Las condiciones meteorológicas y de luminosidad existentes dificultaban la visibilidad.
- La coordinadora no utilizó los cascos utilizando las señales visuales estándares para su comunicación con la tripulación.
- Un problema de alineamiento de las plataformas de rumbo y actitud (AHRS) distrajo la atención de los tripulantes hacia la solución de la avería.
- La presencia de personal policial con arma reglamentaria y la gestión de acomodación de una tripulante de la compañía que viajaba como tripulante extra distrajeron la atención del comandante.
- La presión del comandante por cumplir con el horario previsto le llevó a realizar los procedimientos de memoria y sin coordinación con el copiloto.
- La premura del comandante por iniciar el vuelo de acuerdo al horario le llevó a precipitar la desconexión del freno de aparcamiento mientras prestaba atención a la solución del problema del (AHRS) por parte del copiloto.
- Esa falta de atención hacia el exterior de la aeronave posibilitó que el desplazamiento de la misma pasara inadvertido a la tripulación, y que tampoco pudieran percibir las señales de aviso de la coordinadora.
- La hélice derecha de la aeronave impactó contra el grupo auxiliar de potencia. La aeronave se detuvo cuando la compuerta de la pata derecha del tren de aterrizaje chocó contra el GPU.
- No se registraron daños personales y la tripulación realizó el desembarque del pasaje por el procedimiento normal.
- Ni la tripulación de la aeronave ni el personal de «handling» notificaron el incidente al Centro de Coordinación de Operaciones (CECOPS) del aeropuerto.
- En la descarga de datos del registrador de datos de vuelo se comprobó que no se habían grabado datos desde dos días anteriores al suceso.
- El análisis del registrador de datos de vuelo evidenció que el equipo tenía un defecto y que no grababa correctamente.
- La tripulación no pudo identificar este fallo dado que no se encendió la luz que indica en la cabina de vuelo que el sistema no funcionaba correctamente.

- La ausencia de aviso de fallo del registrador pudo deberse a la existencia de algún fallo en el sistema de monitorización, que no fue detectado debido a que el test de comprobación incluido en los manuales del operador no estaba completo.

3.2. Causas

El incidente analizado en este informe se produjo como consecuencia de haberse iniciado el desplazamiento de la aeronave sin que fuera advertido por la tripulación. Dicho desplazamiento fue posibilitado por el hecho de haberse quitado el freno de aparcamiento de la aeronave, sin que la tripulación fuera consciente de haberlo realizado.

Se considera que la causa del incidente fue la falta de adherencia a los procedimientos por parte de la tripulación.

La escasa visibilidad existente en el momento del suceso pudo ser un factor contribuyente al dificultar la adquisición de referencias visuales del entorno exterior.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

La investigación de este suceso ha puesto de manifiesto la existencia de ciertas deficiencias por parte del personal de la compañía de «handling», Iberia Airport Services, en cuanto al grado de conocimiento sobre las aeronaves a las que dan asistencia. Asimismo, se ha detectado que en los manuales de asistencia en tierra de Iberia Airport Services no hay ninguna instrucción o procedimiento respecto a la necesidad de comunicar al aeropuerto cualquier incidente o accidente que se produzca durante la asistencia en tierra. Por estos motivos se emiten las siguientes recomendaciones sobre seguridad:

- REC 54/13.** Se recomienda a Iberia Airport Services que revise los programas de formación de su personal de asistencia en tierra, a fin de que se garantice que tienen un adecuado grado de conocimiento de las aeronaves a las que han de dar asistencia.
- REC 55/13.** Se recomienda a Iberia Airport Services que incluya en sus manuales de asistencia en tierra procedimientos que aseguren que cualquier incidente o accidente que se produzca durante la asistencia en tierra es comunicado al aeropuerto.
- REC 56/13.** Se recomienda a Air Nostrum que ponga en marcha un sistema de seguimiento de las medidas implementadas como respuesta a la REC 03/10, que permita determinar su grado de efectividad, y la necesidad o no de acometer medidas adicionales.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 16 de julio de 2012; 14:38 LT¹
Lugar	San Rafael (Ibiza, Illes Balears)

AERONAVE

Matrícula	EC-HMD
Tipo y modelo	AIR TRACTOR 802
Explotador	Martínez Ridao Aviación, S.L.

Motores

Tipo y modelo	PT6A67AG
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	30 años
Licencia	CPL(A)
Total horas de vuelo	1.967 h
Horas de vuelo en el tipo	420 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	N/A

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos
Fase del vuelo	En ruta

INFORME

Fecha de aprobación	27 de noviembre de 2013
---------------------	--------------------------------

¹ La referencia horaria en el informe es la hora local (UTC – 2).

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave modelo AT-802 despegó del aeropuerto de Ibiza para participar en las labores de extinción de un incendio declarado en la isla de Mallorca. Durante el ascenso, cuando se encontraba a una altura de entre 800 y 900 ft sobre el terreno el piloto advirtió que el motor perdía potencia sin aparentemente pararse totalmente (N1 por encima del 50%). Inmediatamente soltó la carga de agua y buscó un lugar donde aterrizar. Aplicó el procedimiento de re-arranque en vuelo sin lograr recuperar la potencia necesaria para continuar el vuelo, por lo que procedió a tomar en el campo elegido. Como resultado de la toma de emergencia la aeronave sufrió diversos daños en los planos, la hélice y la parte delantera del fuselaje. El piloto resultó ileso.

1.2. Información sobre el personal

El piloto era titular de una licencia de piloto comercial con la habilitación de AT-802 en vigor hasta el 31/03/2014 y contaba con la habilitación de agroforestal válida hasta el 01/03/2013. Su certificado médico estaba en vigor.

Acumulaba una experiencia de 1.967 h de vuelo, de las cuales 420 habían sido voladas en el tipo de avión AT-802.

En los últimos 90 días había volado 18:30 h, 6:35 h en los últimos 30 días y en las últimas 24 h había volado 55 minutos.

1.3. Información sobre la aeronave

El Air Tractor AT-802 es un monoplano de ala baja y construcción metálica diseñado especialmente para actividades agrícolas y contra incendios.

El agente extintor se almacena en un depósito o «Hopper» con una capacidad de 3.030 l.

Monta un motor turbohélice PT6A-67AG de 1350 hp (potencia máxima al despegue) que propulsa una hélice marca Hartzell de velocidad constante y con capacidad de empuje reversible.

El certificado de revisión de la aeronavegabilidad (ARC) de la unidad accidentada había sido emitido el 16/05/2012, con un año de validez.

La célula contaba con 1.586:50 h totales de vuelo mientras que el motor acumulaba 2010:10 h de funcionamiento. Tanto la célula como el motor habían sido sometidos a

una revisión periódica (100 h) en mayo de 2012, de acuerdo con el programa de mantenimiento aprobado. Según los registros de mantenimiento del motor, este había sido sometido a las pertinentes inspecciones periódicas (incluida la última de 100 h) y los componentes con vida limitada se encontraban dentro de los valores establecidos. El motor ha de someterse a una revisión general (overhaul) cada 3.000 h para la que aún le quedaban 989:50 h.

Desde su incorporación a la base de Ibiza a finales de mayo había volado un total de 24 h sin que en los partes de vuelo correspondientes figurase intervención de mantenimiento alguna ni discrepancias reportadas por la tripulación.

Esta aeronave había sido destacada sistemáticamente en el aeropuerto de Ibiza desde el año 2006 en intervalos más o menos largos durante las campañas contraincendios anuales. El tiempo total estacionada en ese aeropuerto durante este período superaba los 24 meses. Este aeropuerto se encuentra junto al mar y limítrofe con el humedal *Ses Salines*, donde existe una explotación para la extracción de sal. La información recabada del personal de empresas de mantenimiento de aeronaves allí basadas y del personal del mismo aeropuerto confirmó el hecho de que el ambiente es muy húmedo y altamente corrosivo y que ello afecta en gran medida a los sistemas y equipos.

El control de la planta motopropulsora se gestiona a través de una palanca de potencia, una palanca de control de régimen de la hélice y una palanca de condición o «Start Control». Esta última dispone de una posición de corte o «cut-off», una posición intermedia o «run» y una posición de «flight idle» que mantiene un régimen mínimo de ralentí en vuelo asegurando una rápida respuesta del motor en caso de una demanda brusca de potencia en vuelo.

El manual de vuelo establece el procedimiento a seguir en caso de parada de motor en vuelo («engine flame-out»). La identificación de tal situación se basa fundamentalmente en una caída de la temperatura a la salida de la turbina del compresor (ITT), así como del par (Torque) y velocidad del compresor (Ng). La causa más habitual suele ser una falta de suministro del combustible si bien puede venir originada por inestabilidad en el funcionamiento del motor. Tan pronto como se restablece el flujo de combustible o se elimina la causa de inestabilidad se puede proceder al re-arranque del motor en vuelo.

Para ello ha de asegurarse el flujo de combustible (mediante el encendido de la bomba «boost») y la ignición de la mezcla (situando la palanca de ignición en la posición «continuous»). Adicionalmente la palanca de potencia ha de retrasarse a la posición «Idle». Si las revoluciones del compresor (Ng) no han caído por debajo del 50% esto suele ser suficiente para re-arrancar el motor sin necesidad de acometer el procedimiento de arranque completo.

En caso de que no se consiga re-arrancar el motor deberá prepararse un aterrizaje de emergencia sin potencia, abanderando la hélice para mejorar el planeo, cerrando la

válvula de combustible y la palanca «Start Control», extendiendo los flaps completamente y ajustando la velocidad a unos 70 kt hasta el momento de la recogida.

1.3.1. La unidad de control de combustible (FCU)

La unidad de control de combustible, de tipo hidromecánico, es la encargada de gestionar la cantidad de combustible en función de la presión de descarga del compresor y de su velocidad de rotación (N_g), para una posición determinada de la palanca de gases y de la palanca de condición (fig. 1).

El flujo de combustible enviado desde la bomba es regulado mediante la válvula de flujo de combustible (ítem 1). El movimiento del rotor de la propia válvula modifica el área del orificio de salida ajustando así el flujo al requerido en cada momento. El exceso de combustible retorna a los tanques de combustible.

La acción de la presión de descarga del compresor (P_3) se materializa a través de un diafragma (ítem 2) que se expande o comprime en función de la presión descargada desde el compresor.

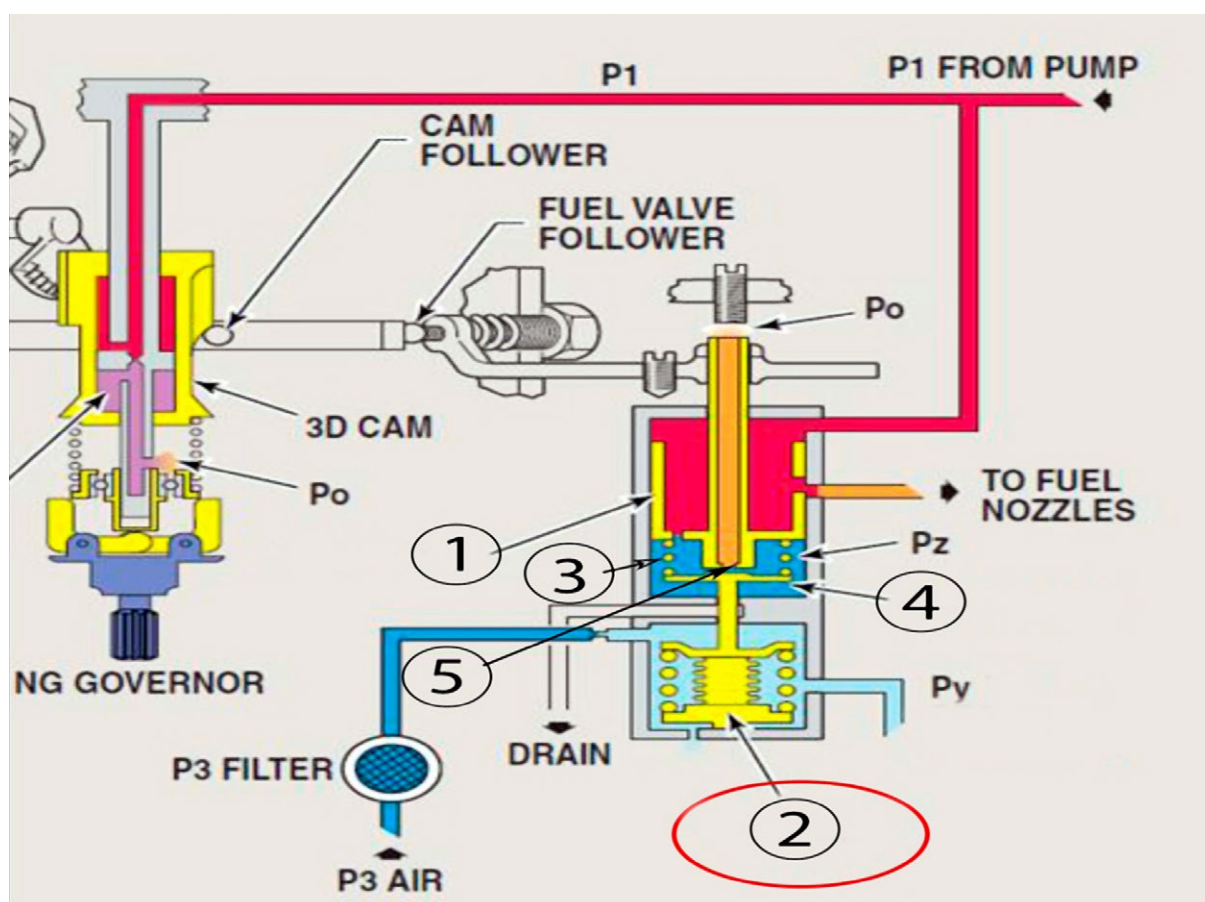


Figura 1. Efecto de la presión de descarga del compresor en la FCU

Un incremento en P3 produce una contracción del diafragma. A medida que se contrae, un muelle sujeto al rotor (ítem 3), empuja contra el asiento (ítem 4). El asiento se separa del rotor y más combustible fluye a través del orificio (ítem 5) produciendo un descenso en la presión intermedia Pz. La presión de la bomba (P1) hace descender el rotor. El descenso del rotor incrementa la sección de paso y el flujo de combustible hacia los inyectores aumenta.

De manera contraria, un descenso en la presión P3 se traducirá en un descenso del suministro de combustible.

En el año 2006 el fabricante del motor emitió el Boletín de servicio 14389² con el objetivo de reducir el riesgo de una posible pérdida en el diafragma que pudiera resultar en una pérdida de potencia irrecuperable en el motor («roll-back»). El Boletín preveía la sustitución de la unidad de control de combustible por otra que incorporaba un nuevo diafragma más robusto y un deflector de flujo de aire que, proveniente del compresor, incidía sobre la superficie del diafragma acelerando su degradación. El boletín indicaba que los casos de fugas detectados tenían su origen en irregularidades en el material de construcción del diafragma, sin hacer alusión alguna a un problema de corrosión.

Las dos primeras versiones del boletín recomendaban la implementación del mismo cuando quiera que el motor de desensamblara y se tuviera acceso a la FCU (categoría 5³). En su última revisión, la n.º 3 emitida en enero de 2011, se modificó su categoría que pasó a ser 3 recomendando su implementación en un periodo no superior a 500 h o un año desde su publicación únicamente para las versiones del motor -67AG y -67AF montadas en aeronaves monomotor. Según la información recabada del fabricante, el boletín se encuentra en proceso de revisión, estando previsto que pase a categoría 3 para todas las versiones a las que afecta el boletín.

En la revisión programada de 100 h, se ha de inspeccionar la FCU revisando su estado general exterior, la posible existencia de grietas o pérdidas de combustible. Estas tareas no permiten conocer el estado del diafragma por tratarse de un componente interno sin acceso directo.

² P&WC Service Bulletin 14389. Fecha de Publicación: 3/07/2006. El boletín fue modificado por:

- P&WC Service Bulletin 14389R1. Fecha de Publicación: 26/06/2007.
- P&WC Service Bulletin 14389R2. Fecha de Publicación: 23/04/2009. Extendía la aplicabilidad del boletín a los modelos convertidos -67AG como era el caso del motor montado en el avión del incidente.
- P&WC Service Bulletin 14389R3. Fecha de Publicación: 27/01/2011.

³ La lista de códigos de cumplimentación de los boletines de servicio se expone en el documento SIL NO GEN-030-R2, donde se menciona explícitamente que el código de cumplimentación asignado a cada boletín es una recomendación, no un requisito de aeronavegabilidad.

Existen 10 códigos diferentes que van desde la categoría 10, que corresponde a un boletín que se emite con el único objetivo transmitir información, hasta la categoría 1 que recomienda la implementación antes del siguiente vuelo. La categoría 5 recomienda la implementación cuando el motor de desmonte y se tenga acceso al módulo específico sobre el que haya que actuar. La categoría 3 recomienda la implementación antes de un determinado número de horas de vuelo o ciclos de funcionamiento del motor.

La FCU de este motor fue enviada al fabricante en agosto de 2010 por problemas en el arranque. Durante las pruebas realizadas se confirmó la existencia de desajustes en el proceso de arranque y aceleración. Se corrigieron deficiencias en el par de apriete y sellado de la sujeción del diafragma a la FCU. La orden de trabajo no incluía la implementación del Boletín de servicio 14389, que en aquella época se encontraba en su revisión n.º 2.

Todos los motores PT6A destinados a su uso en aviones mono-motores cuentan con un mecanismo que posibilita el control manual de flujo de combustible, actuando directamente sobre la válvula de flujo en caso de que un fallo neumático falsee la señal de P3 proveniente del compresor (sistema conocido como MOR de «Manual Override»). Si así lo decide el fabricante del avión, este mecanismo del motor se conecta con una palanca de emergencia instalada en cabina. De esta manera ante un fallo en la FCU, el piloto puede recuperar y controlar la potencia del motor y así continuar el vuelo hasta el aeródromo más próximo. El uso del sistema queda restringido exclusivamente a situaciones de emergencia y debe hacerse con especial cuidado para evitar exceder los límites de funcionamiento del motor.

Ni el avión accidentado ni ningún otro de la flota del operador cuentan con este sistema, si bien, a raíz de este incidente, la dirección de la compañía ha decidido que requerirán su implementación en las futuras unidades que se incorporen a la flota.

Otros operadores nacionales de este modelo de avión consultados tampoco lo han implementado. El fabricante del Air Tractor ha confirmado que es una opción que se ofrece a sus clientes pero que no es habitual que aquellos soliciten su instalación. Su instalación sí es el estándar en otro tipo de aeronaves de un solo motor orientadas al transporte de pasajeros.

1.4. Información meteorológica

La visibilidad era muy buena y el viento en la zona del aeropuerto era de componente SE con una intensidad en torno a los 10 kt.

1.5. Comunicaciones

A las 14:24, tras el despegue, la aeronave estableció contacto con el Centro de Control de Área (ACC) de Palma que le notificó que no había tráfico alguno notificado en su ruta hacia la isla de Mallorca.

A las 14:25 llamó de nuevo al ACC en llamada de socorro (triple MAYDAY) e informando de que tenía una pérdida total de potencia. El controlador ACC le preguntó si regresaba a Ibiza a lo que el piloto respondió negativamente.

A las 14:26 el controlador del ACC informó a la Torre de Ibiza sobre la emergencia, le solicitó que parara todos los despegues y coordinó con otro controlador del ACC la

transferencia de las aeronaves bajo su control para concentrarse en la aeronave en emergencia.

Tanto desde el ACC como desde la Torre intentaron contactar de nuevo con la aeronave en varias ocasiones sin obtener respuesta.

A las 14:44 la Torre informó al controlador del ACC de que la aeronave había realizado un aterrizaje de emergencia y que el piloto estaba sano y salvo, según el testimonio de guardias forestales que se encontraban en la zona del aterrizaje.

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

La aeronave tomó tierra en un claro y con rumbo aproximado 140° en dirección perpendicular a una hilera de árboles que a su vez transcurre paralela a una línea de cables eléctricos.

A unos 200 m de estos obstáculos, se identificaron las primeras señales de las ruedas del tren de aterrizaje y unos 10 m más allá marcas más profundas y continuas sobre el terreno evidenciaban acción sobre los frenos. El avión continuó la carrera de aterrizaje durante unos 80 m durante los que golpeó varios árboles que acabaron frenando su carrera. Los sucesivos impactos con los árboles produjeron daños en la hélice (dos de las cinco palas presentaban deformación), parte izquierda e inferior del fuselaje en la zona del motor así como en los bordes de ataque de los planos.

El depósito izquierdo estaba completamente lleno de combustible mientras que el derecho se encontraba aproximadamente a la mitad de su capacidad.

La palanca de gases se encontraba en posición «idle», el paso de la hélice en bandera y la palanca de condición en corte de combustible «cut-off». El «Hopper» estaba vacío. Los flaps estaban completamente desplegados.

1.7. Información de organización y gestión

La compañía operadora cuenta con una aprobación como organización de gestión del mantenimiento de la aeronavegabilidad (CAMO) y como organización de mantenimiento P-145⁴.

El manual de procedimientos de la CAMO (CAME) contiene una exposición de la política de la compañía respecto de la incorporación de modificaciones no obligatorias entre las que se encuentran los boletines de servicio del fabricante:

⁴ Referencias de aprobación ES.MG.106 y ES.145.195 respectivamente.

«Esta información es procesada por el responsable de la operación el personal técnico de mantenimiento, el responsable de cumplimiento de la Subparte G de la Parte M y responsable de gestión de mantenimiento de la aeronavegabilidad; que junto con el gerente responsable tomarán la decisión de incorporar las modificaciones no obligatorias.

Los criterios para incorporar estas modificaciones son:

1. Facilitar y optimizar el mantenimiento de las aeronaves.
2. Mejorar las prestaciones de la aeronave.
3. Experiencia adquirida con la operación.»

En la misma línea el manual de la organización de mantenimiento P-145 (MOE) establece:

«En el caso de publicaciones de carácter no mandatorio se decidirá su incorporación o no, una vez se haya realizado el oportuno estudio del problema que permita tomar la decisión de su incorporación a una aeronave o flota concreta.»

Para el caso concreto del SB14389, se decidió no implementar el boletín en sus versiones inicial y revisiones 1.^a y 2.^a. Cuando se recibió y estudió la revisión n.º 3, se decidió su incorporación a la flota y se definió un programa de sustitución de las FCU.

El número de FCU afectadas era de doce y se fueron enviando sucesivamente para su modificación de manera que a fecha del accidente habían sido modificadas nueve unidades, estando prevista la modificación de la del avión accidentado a la finalización de la campaña de extinción de incendios forestales en Baleares, el 30 de septiembre. Esto suponía sobrepasar los períodos máximos recomendados por el fabricante, que establecía enero como fecha límite. Según el responsable de mantenimiento esto no se consideró preocupante porque el número de horas voladas desde la publicación del boletín en ningún caso superaría el valor límite establecido (500 h).

El 29 de octubre se completó la sustitución de todas las unidades de control de combustible.

1.8. Ensayos e investigaciones

1.8.1. *Inspección en el campo*

Se comprobó el funcionamiento del sistema de encendido que resultó satisfactorio.

El sistema de combustible tampoco mostró anomalía alguna. Había combustible en las tuberías de suministro a los inyectores y se verificó el funcionamiento de la bomba que suministraba el caudal esperado. No se encontraron restos de agua en el separador y el análisis de la muestra de combustible extraída del avión no evidenció anomalía alguna en su composición.

Los mandos del motor transmitían las acciones en cabina hasta la unidad de control con continuidad y sin obstrucción alguna.

Se comprobó el nivel de aceite que resultó adecuado. Se confirmó el funcionamiento satisfactorio del detector de partículas y se tomó una muestra de aceite para su análisis posterior que no proporcionó indicio alguno de concentraciones metálicas que indicaran desgastes anormales.

Se realizó una inspección boroscópica in situ de la zona caliente del motor sin observar tampoco daños que justificaran una parada no intencionada del motor.

1.8.2. *Inspección en el fabricante*

Se envió el motor al fabricante donde se realizó una prueba del mismo en banco.

Como resultado de la misma se observó que el motor revertía a potencia de mínimo flujo de combustible como consecuencia de una pérdida de presión en el diafragma encargado de transmitir la señal de presión de descarga del compresor (P3) a la unidad de control de combustible. Utilizando un control de combustible sustitutivo, el motor se comportó satisfactoriamente.

Se desmontó el diafragma de la unidad de control de combustible y una primera inspección visual del mismo reveló la existencia de corrosión en su superficie externa (figura 2). Se envió al fabricante (Woodward) para someterlo a un estudio detallado en laboratorio. El informe del laboratorio concluyó que la fuga se había producido cuando la corrosión originada en la cara externa progresó lo suficiente para alcanzar un defecto preexistente en la cara interna de la superficie del diafragma.

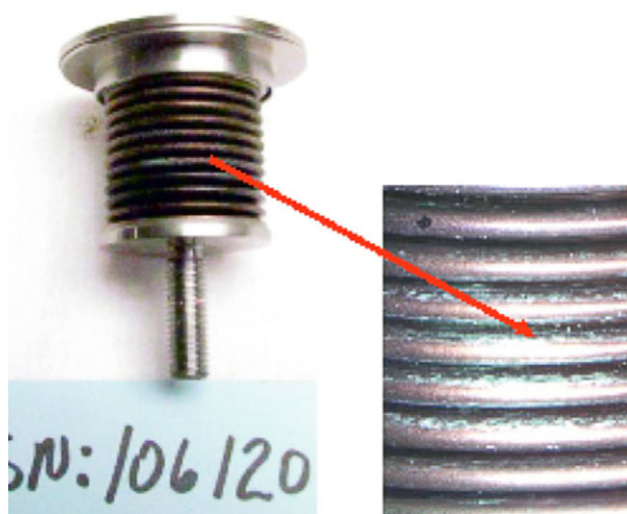


Figura 2. Detalle de la zona corroída en el diafragma

1.8.3. *Declaración del piloto*

Despegó con los depósitos llenos de combustible, alcanzando sin problema la potencia de despegue y abandonó el circuito en curso a Mallorca. A continuación redujo potencia según procedimiento y continuó con el ascenso. Cuando se encontraba entre 800 y 900 ft sobre el terreno notó que el motor perdía potencia. Lo primero que hizo fue soltar la carga de agua y buscar un campo para aterrizar. Una vez hecho esto comenzó con el procedimiento de re-arranque en vuelo, accionando la ignición continua y comprobando que la llave de combustible («Start control») estaba abierta y que el indicador de vueltas del compresor (Ng) superaba el 50% si bien el indicador de par-motor estaba a cero. El resto de los instrumentos de motor no los chequeó por falta de tiempo. A continuación accionó la bomba auxiliar de combustible («boost») sin obtener respuesta alguna del motor. Realizó la aproximación y la toma en el campo elegido y paró el motor abanderando la hélice. La toma la realizó con los flaps totalmente extendidos. Indicó que la palanca de gases se mantuvo en posición «Idle» durante todo el tiempo desde el fallo de motor a excepción de accionamientos puntuales con el objetivo de comprobar la respuesta del motor.

1.8.4. *Antecedentes y acciones correctoras*

Se han documentado varios accidentes relacionados con fugas en los diafragmas encargados de enviar la señal de descarga del compresor a la FCU en motores PT6A⁵.

Según la información proporcionada por el fabricante los incidentes en servicio relacionados con la corrosión y perforación del diafragma corresponden a FCU montadas en motores modelo PT6A-60-A PT6A-65 y PT6A-67 y en algunos casos ha llevado asociados una parada de motor en vuelo (IFSD). El número de casos recabados en los últimos diez años es de 21 (sobre un total de 32,2 millones de horas de vuelo). Seis de ellos correspondían a aviones mono-motores de tipo agrícola y apagafuegos para los que la instalación de sistema MOR era opcional (versiones del motor: -60AG, -65AG y

⁵ Casos recopilados de la Base de Datos on-line del NTSB (National Transportation Safety Board):

- Accidente ocurrido el 14/12/2004 a la aeronave PC-12 matrícula N922RG con motor PT6A-67B. El NTSB determinó que la causa probable del accidente en fallo en el diafragma del FCU que originó una pérdida de potencia del motor y el posterior encuentro con terreno inapropiado durante el subsiguiente aterrizaje forzoso. La aeronave contaba con un sistema de emergencia de control de potencia que fue utilizado por el piloto excediendo los límites temperatura de la turbina (ITT).
- Accidente ocurrido el 14/9/2007 a la aeronave AT602 matrícula N8522P con motor PT6A-65. El NTSB determinó que la causa probable del accidente fue una pérdida en el diafragma a través de un orificio causado por la corrosión.

En 2001 el TSB (Autoridad investigadora canadiense) abrió una investigación como consecuencia de un aterrizaje forzoso ocasionado por una pérdida de potencia en vuelo de un avión modelo Pilatus PC-6T que montaba un motor del tipo PT6A-20. La investigación reveló que el motivo de la pérdida de potencia fue la rotura de un diafragma de la FCU como consecuencia de la corrosión. El informe publicado al finalizar la investigación señalaba como punto crítico el hecho de que la aeronave no contara con sistema de control de potencia de emergencia y que su instalación podría haber evitado el aterrizaje forzoso.

-67AG como es el caso del AT-802 del incidente), con una tasa de incidencia del fallo de 4×10^{-6} fallos/hora de vuelo.

En el año 2005 y tras el análisis de varios eventos de fallo de motor en vuelo del motor PT6A en su versión PT6A-67B, el fabricante detectó que el origen de los fallos estaba en la rotura del diafragma encargado de enviar la señal de presión de descarga del compresor a la FCU. La rotura se producía por la degradación del material asociada a la corrosión que era especialmente intensa en esa versión específica del motor instalado en el avión del tipo Pilatus PC 12, por la especial configuración de su limitador de par motor, que durante despegues insufla aire directamente sobre el diafragma.

Como resultado de estas investigaciones se introdujeron mejoras en el diseño del diafragma, haciéndolo más robusto e instalando un deflector que evitara la incidencia directa del aire sobre él. Estas mejoras fueron retroalimentadas en todas las series del motor PT6A-60 que utilizan el mismo tipo de diafragma, mediante la publicación de los correspondientes boletines de servicio en los años 2005 y 2006⁶. Fruto del seguimiento de la experiencia en servicio, la categoría de cumplimentación ha ido siendo actualizada y actualmente P&W está en proceso de asignar categoría 3 a todos estos boletines.

Según los datos proporcionados por el fabricante se estima que el número de unidades en servicio de las versiones del motor -60AG, 65AG y -67AG es de 589 de los cuales sólo 238 incorporaban los nuevos diafragmas a su salida de fábrica. Durante la investigación no ha sido posible recopilar información respecto al número de unidades modificadas durante su vida operativa.

Por su parte la autoridad supervisora (Transport Canada) indicó que se realizó un seguimiento del problema detectado en los diafragmas y de la evolución de las tasas de fallo que en un principio no indicaban la necesidad de convertir los boletines en obligatorios. También juzgó como suficiente la medida tomada por P&W en 2011 de modificar la categoría del boletín.

No obstante a la vista del entorno operacional en el que trabajan los aviones como el AT-802 que montan las versiones 67AG y 67AF y teniendo en cuenta los datos de cumplimentación voluntaria del boletín 14389 en su última revisión, *Transport Canada* planea emitir una Directiva de Aeronavegabilidad que convierta en obligatorio el Boletín de servicio para esas versiones del motor PT6A.

2. ANALISIS Y CONCLUSIONES

La corrosión del diafragma encargado de transmitir la presión de descarga del compresor a la unidad de control de combustible resultó en una interrupción del flujo

⁶ SB14371 emitido en abril del 2005 con categoría 3 para el modelo PT6A-67B.

SB13402 emitido en abril del 2005 con categoría 8 para el modelo PT6A-60AG.

SB13408 y SB14389 emitidos en julio de 2006 con categoría 5 para los modelos PT6A-64, PT6A-65AG, PT6A-65B, PT6A-66A, PT6A-66D, PT6A-67AF and PT6A-67AG.

de combustible al motor lo que se tradujo en una pérdida de potencia irreversible. Se han documentado varios antecedentes de este tipo de fallo que en aviones mono-motores imposibilita una continuación del vuelo y obliga a un aterrizaje forzoso si el avión no monta un sistema opcional de control de potencia de emergencia.

El fabricante ha identificado el problema y ha emitido un boletín para la sustitución de las unidades de control de combustible susceptibles de sufrir fugas por otras con un diafragma más robusto. Si bien el nivel de criticidad de dicho boletín se ha ido incrementando con el tiempo, su aplicación no es obligatoria.

El operador estaba al corriente de la existencia de este boletín en sus diferentes versiones y optó por su implementación cuando se publicó la revisión 3 en la que el fabricante reducía los plazos recomendados para su cumplimiento. La incorporación del boletín se hizo paulatinamente en toda la flota lo que retrasó la intervención sobre el avión accidentado más allá del tiempo recomendado por el fabricante.

Aparentemente esta decisión se tomó en base al hecho de que no se excederían el número máximo de horas de vuelo establecidas en el Boletín (500 h), que es el criterio más comúnmente utilizado (junto con los ciclos) por P&W para establecer límites de implementación de los boletines de esa categoría.

El boletín de servicio no mencionaba la corrosión como posible desencadenante del fallo en el diafragma, por lo que el operador no conocía exactamente el origen del problema y no pudo ponderar la influencia del ambiente húmedo y salino en el que operaba la aeronave y que pudo haber acelerado la progresión de la corrosión. Una información más precisa de los motivos de emisión del boletín de servicio hubiera proporcionado más elementos de juicio a los responsables de mantenimiento para tomar una decisión.

La naturaleza del fallo hizo inútiles las acciones descritas por el piloto (accionamiento del encendido continuo y de las bombas auxiliares de combustible) que estaban en línea con lo establecido en el manual de vuelo para combatir una parada de motor (*Flame-out*) que se sobrevenga con un nivel mínimo de revoluciones del compresor (superior al 50%) y que típicamente es achacable a una interrupción o desestabilización transitoria del suministro de combustible al motor.

El disponer del sistema de control de potencia de emergencia hubiera dado al piloto la posibilidad de recuperar la potencia del motor y continuar el vuelo hasta un aeropuerto. No fue el caso ya que el operador no tiene instalado este sistema que es opcional y cuya instalación ni es obligatoria ni su uso parece muy extendido entre los operadores del Air Tractor.

Según los datos proporcionados por el fabricante, un alto porcentaje de los motores que montan los Air Tractor y otras aeronaves dedicadas a trabajos aéreos han salido de fábrica sin la modificación. La no implementación de los boletines que recomiendan la

sustitución de los diafragmas problemáticos, en confluencia con el carácter opcional del sistema de control de emergencia en aeronaves monomotor podría resultar en la repetición de situaciones como las del incidente.

Parece por tanto adecuado, en línea con lo manifestado durante la investigación por la autoridad canadiense supervisora del fabricante, que se tomen medidas que fuercen a los operadores a aplicar cuanto antes la modificación en todos aquellos motores con diafragmas susceptibles de sufrir pérdidas e instalados en aeronaves para los que un fallo de la FCU de este tipo impida continuar el vuelo y obligue a un aterrizaje de emergencia (esto es, aviones mono-motores sin sistema MOR instalado).

La baja altura a la que se encontraba no permitió acometer mayores comprobaciones al piloto, que procedió a la elección de un campo para el aterrizaje de emergencia. La toma se realizó en una zona relativamente despejada dentro de un entorno complicado por la presencia generalizada de arbolado y según todos los indicios con el avión aproado al viento. El abanderamiento de la hélice, la posición de los flaps y la posición de la palanca de corte de combustible resultaban congruentes con las acciones que el manual de vuelo exige en los aterrizajes de emergencia.

El alcance limitado de las deformaciones producidas en la hélice eran coherentes con impactos recibidos bien en ausencia de giro de la misma, bien en presencia de un giro a bajas revoluciones consecuencia de la inercia una vez que el piloto seleccionó la posición de bandera.

3. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD⁷

REC 58/13. Se recomienda a Transport Canada a que evalúe la conveniencia de emitir una Directiva de Aeronavegabilidad (AD) que convierta en obligatoria la implementación de la última versión de los boletines de servicio SB14389, SB13402 y SB13408, en todos aquellos aviones monomotores que no cuenten con un sistema de control de combustible de emergencia (MOR).

⁷ La Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA), como entidad supervisora del Estado Español ha sido informada del contenido de esta recomendación de seguridad.

ANEXO
Extracto del Boletín
de Servicio 14389-R3

PRATT & WHITNEY CANADA SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 14389R3

TURBOPROP ENGINE FUEL CONTROL UNIT - REPLACEMENT OF

1. Planning Information

A. Effectivity

PT6A-64 Engines which are before and include Serial No. PCE-PM0226 and PCE-111001 thru PCE-111114.

PT6A-66A Engines.

PT6A-66D Engines which are before and include Serial No. PCE-RV0040.

PT6A-67AF Engines.

PT6A-67AG Engines which are before and include Serial No. PCE-RD0159 and all engines converted to Engine Model PT6A-67AG (Ref. P&WC engine conversion SB14192).

B. Concurrent Requirements

None.

C. Reason

(1) Problem

The engine can experience power rollback due to reduced fuel flow as a result of a leak in the FCU bellows.

(2) Cause

The FCU P3 bellows can leak as a result of material irregularities.

(3) Solution

Replace the hydromechanical FCU with a new one which incorporates a more robust P3 bellows design and a flow deflector to prevent P3 air impingement on the bellows.

D. Description

Replace the FCU with a new or modified one.

E. Compliance

For PT6A-67AG and PT6A-67AF engines that are installed in single engine application

CATEGORY 3 - Pratt & Whitney recommends to do this service bulletin within 500 hours or within one year from date of SB14389 revision no. 3 whichever occurs first.

For PT6A-64, PT6A-66A, PT6A-66D engines

CATEGORY 5 - P&WC recommends to do this service bulletin when the engine is disassembled and access is available to the necessary subassembly (i.e. module, accessories, components, or build groups). Do all spare subassemblies.

P&WC No. D2929F, DCR4369, DCR9730

P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the locator.

Jul 03/2006

Revision No. 3: Jan 27/2011

© 2006 Pratt & Whitney Canada Corp.
PRINTED IN CANADA

PT6A-72-14389

Page 1 of 8

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 11 de agosto de 2012; 19:47 h¹
Lugar	Aeropuerto de Almería

AERONAVE

Matrícula	D-EEDM
Tipo y modelo	CESSNA 177RG
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-360-A1B6D
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	49 años
Licencia	PPL(A)
Total horas de vuelo	663 h
Horas de vuelo en el tipo	250 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			3
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	N/A

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	27 de enero de 2014
---------------------	----------------------------

¹ Todas las horas del presente informe son locales. La hora UTC se obtiene restando 2 horas a la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

Resumen del incidente

El sábado 11 de agosto de 2012 la aeronave D-EEDM, modelo Cessna 177RG, realizó un aterrizaje de emergencia sin el tren de aterrizaje principal bloqueado abajo en el aeropuerto de Almería con el piloto y tres pasajeros a bordo en un vuelo privado.

No hubo heridos y la aeronave resultó con daños en su parte inferior.

Desarrollo del incidente

La aeronave, propiedad del piloto a los mandos, había realizado un vuelo local en Catania (Isla de Sicilia, Italia) de 15 minutos de duración a primera hora de la mañana. Tras el mismo, los cuatro ocupantes de la aeronave emprendieron vuelo con destino Almería a las 08:20 h² con una parada intermedia prevista en el aeropuerto de Cagliari (Isla de Cerdeña, Italia) para repostar combustible suficiente como para después volar a Almería directamente sobre el mar Mediterráneo.

Tras la escala, la aeronave despegó de Cagliari a las 13:00 h con destino Almería (España), figurando en el plan de vuelo como aeródromo alternativo Murcia – San Javier (España). Al cabo de 4 horas de vuelo el piloto decidió hacer una nueva escala en el aeropuerto de Murcia – San Javier para repostar más combustible. La escala transcurrió sin novedad y a las 18:00 h el piloto obtuvo permiso para despegar con destino Almería.

Tras recibir autorización para aterrizar en la pista 25 del aeropuerto de destino (Almería) el piloto intentó desplegar el tren de aterrizaje, pero sin obtener a bordo confirmación de tren principal bloqueado. Tras hacer una pasada autorizada cerca de la torre de control del aeropuerto de Almería, desde la misma se le comunicó que veían el tren abajo pero no estaban seguros de que estuviera bloqueado. El piloto intentó desplegar y bloquear el tren abajo por el procedimiento de emergencia pero el resultado no parecía ser satisfactorio al no obtenerse en cabina la señal correspondiente de tren abajo y bloqueado, por lo que decidió aterrizar en emergencia a las 19:47 h.

En el momento del aterrizaje las patas del tren principal (al no estar bloqueadas) cedieron al recibir el peso de la aeronave y ésta se posó sobre la pista sobre la parte inferior trasera del fuselaje y la pata de morro, que sí estaba convenientemente bloqueada.

² Dado que coinciden en el mismo huso horario Italia y España, las horas locales coinciden en los dos países simultáneamente.

Finalmente la aeronave se salió de la pista por su margen derecho y quedó detenida en el terreno de tierra y grava de la franja.

Los ocupantes de la aeronave resultaron ilesos y abandonaron la misma por sus propios medios. La aeronave resultó con daños menores y no se produjo ningún desperfecto en las instalaciones del aeropuerto.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave presentaba daños localizados en:

- Intradós del estabilizador horizontal.
- Parte ventral trasera del fuselaje.



Figura 1. Aeronave detenida en la franja tras el aterrizaje de emergencia

1.3. Información sobre el personal

El piloto de la aeronave, de nacionalidad italiana, poseía licencia de piloto privado de avión PPL(A) válida para el tipo de aeronave y en vigor hasta el 22/07/2013 emitida por la autoridad aeronáutica italiana. Asimismo, su certificado médico clase 2 estaba en vigor hasta el 15/03/2013.

El piloto tenía 663 h de vuelo en total, de las que 250 h eran en el tipo.

La aeronave era propiedad del piloto, quien era el piloto habitual de la misma.

1.4. Información sobre la aeronave

Marca:	Cessna
Modelo:	177RG (Cardinal)
Número de serie:	177RG1054
Año de construcción:	1976
Peso máximo:	1.220 kg
Capacidad máxima:	4 personas
Motor:	• Cantidad: 1 • Marca: Lycoming • Modelo: IO-360-A1B6D • N.º de serie: L-16301-51A
Hélice:	• Marca: McCauley • Modelo: C3D36C415/82NGA-8 • N.º de serie: 061256

La aeronave fue matriculada en el Registro de Matrícula de Aeronaves de Alemania en noviembre de 2008.

Su certificado de aeronavegabilidad fue expedido por la autoridad alemana en septiembre de 2005 y fue revisado por la autoridad italiana en junio de 2012 dándose nueva validez y vigencia al certificado hasta el 8 de junio de 2013.

La última vez que se realizó una certificación del peso y centrado de la aeronave fue el 24/05/2011 con la aeronave equipada conforme al manual de vuelo, sin combustible y con aceite para el motor. El estudio de peso y centrado de la aeronave revela que la operación del vuelo del incidente se realizó en todo momento dentro de los límites.

Las acciones más recientes de mantenimiento³ fueron:

Fecha	Horas totales de vuelo	Revisión
25/05/2010	3.795:05 h	50 h, 100 h y 200 h/anual
11/12/2010	3.843:25 h	50 h
25/05/2011	3.857:15 h	50 h, 100 h y 200 h/anual
09/06/2012	3.901:25 h	50 h, 100 h y 200 h/anual y de aeronavegabilidad

No se han detectado anomalías en la documentación sobre el mantenimiento programado, comprobándose que se había cumplido con el Programa de Mantenimiento.

³ Dichas acciones fueron realizadas en el centro de mantenimiento Max Aviation srl, organización aprobada por EASA con número IT.145.0295.

1.5. Información meteorológica

Según la información meteorológica suministrada por la Oficina Meteorológica del aeropuerto de Almería (perteneciente a la AEMET), las condiciones en el momento del incidente eran:

- Visibilidad: más de 10 km.
- Viento: variable entre calma y 3 kt de intensidad, oscilando entre los 140° (sudeste) y 220° (suroeste).
- Temperatura: 26 °C.

1.6. Información de aeródromo

El aeropuerto de Almería está situado 9 km al oeste de la ciudad, con una elevación de 21 m (70 ft) en su punto de referencia.

Cuenta con una pista de asfalto de dimensiones 3.200 × 45 m y umbrales 07-25. Existe una calle de rodadura de 23 m de anchura que conecta la plataforma con los umbrales de la pista.

1.7. Supervivencia

La maniobra de aterrizaje de emergencia fue ejecutada por el piloto a la mínima velocidad posible, con objeto de que el contacto con la pista fuera suave. Asimismo, en la fase final de la aproximación, una vez asegurada la toma, paró el motor, cerró la llave de combustible y desbloqueó las puertas.

En el aterrizaje, tras colapsar el tren de aterrizaje principal, la aeronave fue deslizando sobre la pista con su parte ventral trasera y estabilizador horizontal hasta salirse de ella y quedar detenida entre ésta y la calle de rodadura. El habitáculo no sufrió ninguna deformación, ni tampoco se originó incendio. Los cuatro ocupantes de la aeronave resultaron ilesos y salieron sin ningún problema de la aeronave.

1.8. Ensayos e investigaciones

1.8.1. Declaración del piloto

El piloto a los mandos fue entrevistado y declaró que al llegar al aeropuerto de Almería contactó con la torre de control para solicitar permiso de aterrizaje. Éste fue concedido en la pista 25 y fue entonces cuando bajó la palanca del tren de aterrizaje. El sonido del mecanismo parecía normal, sin embargo la luz verde⁴ en el panel de mandos no se encendía. Desde el puesto de pilotaje de esta aeronave se puede ver la rueda izquierda

⁴ Esta aeronave muestra una única luz de color verde cuando el tren está desplegado y completamente bloqueado abajo.

del tren principal, y por la posición que ésta tenía no estaba bloqueada, mientras que la rueda del tren de morro no se puede ver.

Frustró el aterrizaje y pidió permiso a la torre de control para hacer una pasada a baja velocidad para que desde allí le informaran de cómo veían el tren de aterrizaje. Desde la torre se le informó de que el tren estaba abajo, pero quizá no bloqueado.

Entonces decidió seguir volando alrededor de unos 25 o 30 minutos más para consumir combustible y tratar de reciclar el tren. Llevaba a bordo el Manual de Operación del piloto emitido por el fabricante de la aeronave⁵ y realizó el procedimiento «Landing gear fails to extend» (tren de aterrizaje no extendido) de la Sección 3 de Procedimientos de emergencia con objeto de realizar el despliegue y bloqueo abajo del tren de aterrizaje de forma manual.

A continuación volvió a pedir que desde la torre chequeasen visualmente el tren y la respuesta fue la misma que la primera vez, motivo por el cual decidió realizar un aterrizaje de emergencia asumiendo que el tren principal no estaría bloqueado abajo y desconociendo cómo estaría la pata del tren de morro.

Trató de que la toma fuera suave y a la menor velocidad posible, y cuando en aproximación final la toma estaba asegurada paró el motor, cerró las válvulas de combustible y desbloqueó las puertas.

Al tocar con las ruedas del tren principal, éstas no resistieron ningún peso al no estar bloqueadas y la aeronave se posó sobre la parte trasera inferior del fuselaje, mientras que la pata de morro si estaba abajo bloqueada y resistió el peso que le correspondió.

La aeronave se deslizó sobre la pista y se salió hacia la derecha. Al detenerse, las cuatro personas que viajaban en la aeronave salieron de la misma por sus propios medios sin sufrir ningún daño.

Cuando se iba a retirar la aeronave de la franja del aeropuerto, al ser levantada por una grúa mediante eslingas el tren principal fue bajando por gravedad hasta una posición cercana a la de bloqueo. Él mismo tiró de una de las patas y ambas se bloquearon, por lo que se decidió bajar la aeronave al suelo (quedando perfectamente soportada por su tren de aterrizaje) y remolcarla rodando hasta un estacionamiento en la plataforma del aeropuerto.

1.8.2. *Investigación de campo*

Durante el estudio de los restos de la aeronave se pudo comprobar que:

- El nivel del fluido hidráulico era correcto y no había fugas.
- La bomba hidráulica no presentaba indicios de fallo de funcionamiento.

⁵ «Pilot's Operating Handbook, Cessna model 177RG (Cardinal)». Año 1976.

- La integridad de la célula de la aeronave era prácticamente total y los daños exteriores estaban muy localizados en el intradós del estabilizador horizontal y en la parte ventral trasera del fuselaje.

Para acceder al conjunto mecánico que, cuando es actuado por un cilindro hidráulico, sube y baja el tren principal se retiraron los asientos y se desmontaron los pisos de la cabina.

Se pudo comprobar que el conjunto presentaba buen estado en general y un buen nivel de engrase.

Sin embargo se encontró que el extremo del vástago («actuador rod end») u orejeta del cilindro hidráulico («main gear actuator») estaba roto.

La pieza rota tiene como misión transmitir la fuerza que genera el cilindro hidráulico a una bieleta (arm), la cual transforma el movimiento de traslación del primero en un movimiento de engranajes troncocónicos que suben y bajan el tren de aterrizaje principal.

Al hacer funcionar el cilindro hidráulico, éste lo hacía con normalidad en los dos sentidos, sin embargo al haberse perdido la continuidad mecánica en el extremo de su vástago no había posibilidad de transmisión de fuerzas al resto del sistema.

En la figura 2 se pueden observar las piezas anteriormente mencionadas y sus posiciones relativas. Para mejor comprensión del funcionamiento del sistema en su conjunto véase el apartado 1.9.2 «Funcionamiento del sistema de extensión y retracción del tren de aterrizaje principal».

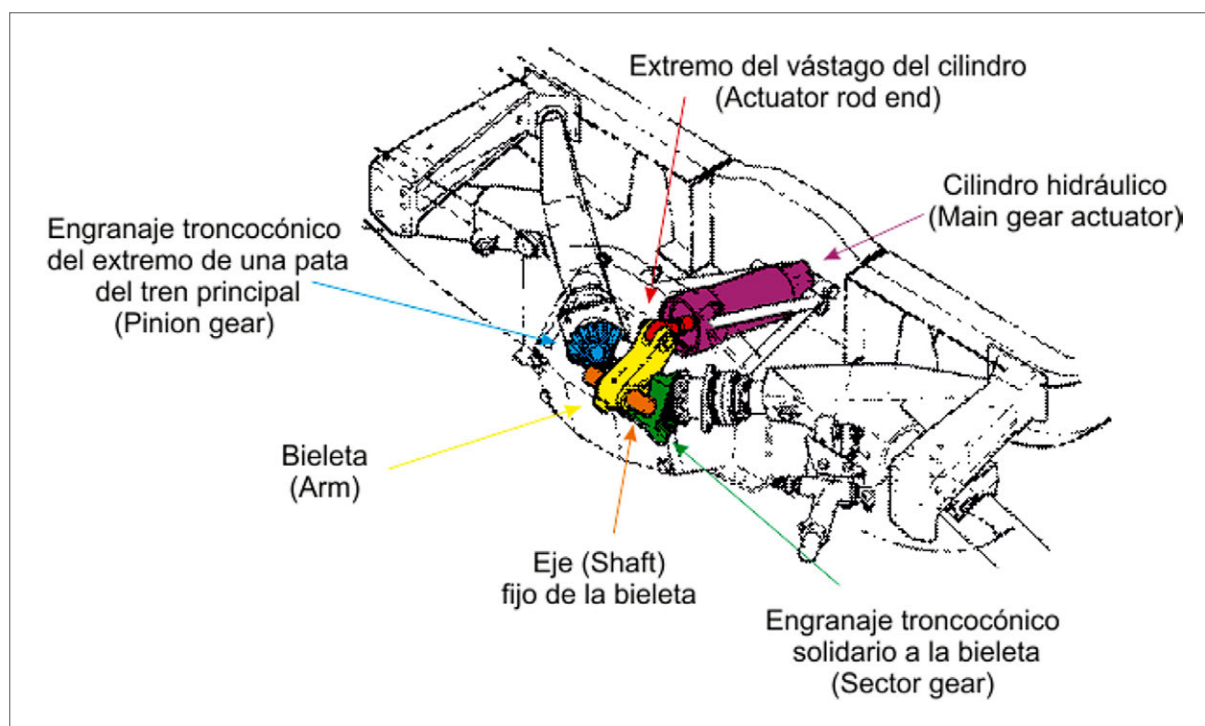


Figura 2. Sistema de extensión/retracción del tren de aterrizaje principal

1.8.3. Estudio de la pieza rota

El fragmento del extremo del vástago («actuador rod end») del cilindro hidráulico que estaba suelto (en lo sucesivo «orejeta») se llevó al Laboratorio de Ensayo de Materiales de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos de la Universidad Politécnica de Madrid para que fuera analizada su rotura.

Del informe por ellos emitidos se extrae y se resume la información que sigue. En el Apéndice I al final del informe se proporciona información más detallada sobre el estudio metalotécnico de las superficies de fractura.

Las figuras 3 y 4 muestran las dos caras laterales del fragmento de orejeta recibido. Se aprecia en ellas claramente que la forma circular original que debía tener la orejeta se ha modificado de manera sustancial, especialmente al irse acercando hacia el extremo más delgado del fragmento, lo que implica que durante el proceso de fallo se ha producido una significativa cantidad de deformación plástica de la orejeta, previa a la separación completa del fragmento en estudio.

En la figura 5 se aprecia en el extremo más grueso de la orejeta el taladro pasante central con funciones de engrase de su interior. Mientras que en la figura 6 se observa la cara interior del fragmento de orejeta y la presencia de un nervio saliente en su zona central, a cuyos lados se aprecian unas bandas de tonalidad amarillenta que se corresponden con restos del casquillo interior de latón de la orejeta.

La existencia del casquillo de latón permite explicar la presencia de Cu y Zn en los productos de corrosión existentes sobre las superficies de fractura. El Cd, también detectado, procede posiblemente de un cadmiado superficial de la pieza.

El proceso de fallo de la orejeta comenzó por la zona A (véase figura 6), que fue la primera en romper. La rotura se produce por la sección en la que existía el taladro de engrase.

Una parte de esa superficie de fractura se encuentra totalmente recubierta de productos de corrosión. El resto de la rotura presenta caracteres típicos de rotura dúctil.



Figura 3. Vista lateral del fragmento de orejeta



Figura 4. Vista de la cara opuesta



Figura 5. Vista frontal



Figura 6. Vista de la cara interior



Figuras 7 y 8. Fragmento del resto de la orejeta rota

El fallo de la orejeta por la zona A se ha producido, bien por la acción de una única sobrecarga que rompió de forma instantánea la orejeta por la zona A, bien por la acción de varias sobrecargas que originaron agrietamientos progresivos.

No se han encontrado signos de la existencia de un proceso convencional de fallo por fatiga.

Una vez producida la rotura completa de la zona A, se produjo de forma instantánea la fractura de la B.

1.9. Información adicional

1.9.1. Procedimiento de emergencia realizado

El procedimiento de emergencia que el piloto realizó se corresponde con el de «Landing gear fails to extend» (tren de aterrizaje no extendido) que recoge el Manual de Operación del piloto emitido por el fabricante de la aeronave en su Sección 3 de Procedimientos de emergencia (véase figura 9). Mediante este procedimiento se pasa a suministrar, de forma manual (mediante una palanca de mano), presión al sistema hidráulico de extensión del tren de aterrizaje.

LANDING GEAR FAILS TO EXTEND

- (1) Landing Gear Circuit Breaker -- PULL OUT.
- (2) Landing Gear Lever -- DOWN.
- (3) Emergency Hand Pump -- LIFT COVER, EXTEND HANDLE, and PUMP (until resistance becomes heavy -- about 40 strokes).
- (4) Gear Down Light -- ON.
- (5) Pump Handle -- STOW.
- (6) Landing Gear Circuit Breakers -- IN.

Figura 9. Procedimiento de emergencia realizado

1.9.2. *Funcionamiento del sistema de extensión y retracción del tren de aterrizaje principal*⁶

Cada una de las dos patas del tren de aterrizaje principal termina (en el lado opuesto al de la rueda) en un engranaje troncocónico («pinion gear»).

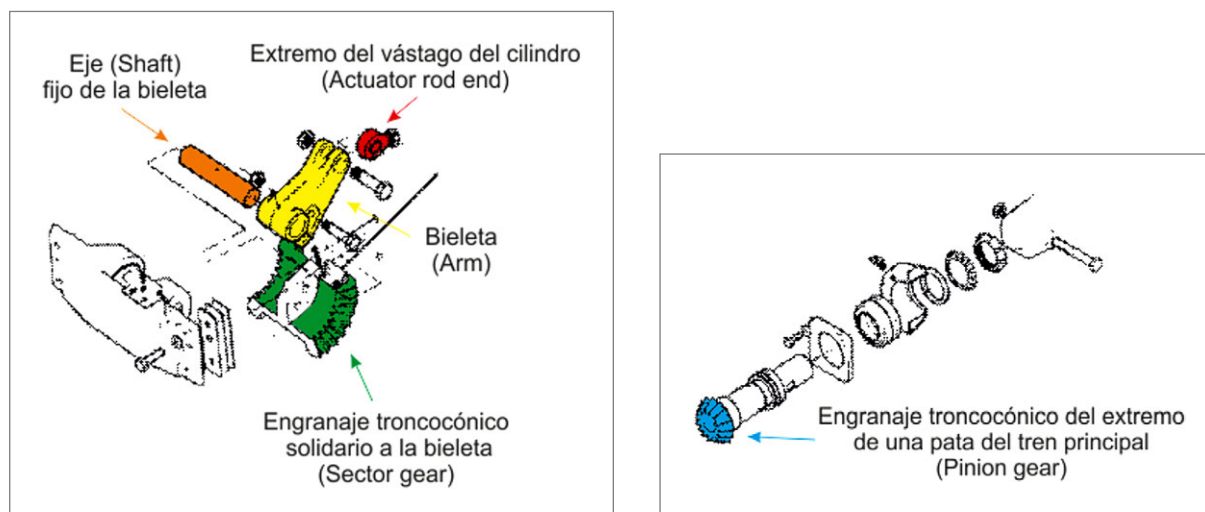
Cuando el cilindro hidráulico extiende o retrae su vástago, mediante su extremo cilíndrico u orejeta («actuador rod end») transmite el movimiento a una bieleta (arm) articulada en un extremo a un eje fijo que la hace rotar. Dado que la bieleta es solidaria con dos engranajes troncocónicos («sector gear») en los que se engranan los finales de las patas del tren principal, al mover los primeros se transmite el movimiento a las dos patas del último simultáneamente.

En caso de que el cilindro hidráulico pierda presión la aeronave está equipada con una palanca de mano de emergencia para bombear presión al sistema. Sin embargo, en caso de rotura del vástago del cilindro no es posible transmitir movimiento a los engranajes troncocónicos y no se puede extender ni retraer el tren principal. Por otra parte, en ausencia de presión hidráulica en el cilindro, el tren se puede dejar caer por gravedad pero ésta no basta para que llegue a bloquear.

En las figuras 10 y 11 se puede apreciar con más detalle un despiece de los elementos de la figura 2 acerca del sistema de extensión y retracción del tren de aterrizaje principal.

Como consecuencia del movimiento simultáneo de ambas patas del tren de aterrizaje principal en este modelo de aeronave (obligado por los engranajes troncocónicos) no se puede conseguir bloquear cada pata de forma independiente mediante la búsqueda fuerzas de inercia en giros a altas g.

⁶ La pata de morro se despliega y se retrae mediante un actuador hidráulico independiente del del tren principal, aunque la acción se ordena desde la cabina con un mando único.



Figuras 10 y 11. Detalles del sistema de extensión/retracción del tren de aterrizaje principal

1.9.3. Información sobre la pieza rota

La orejeta se articula con la bieleta para transmitir a ésta el movimiento del extremo del vástago del cilindro hidráulico.

La orejeta tiene interiormente un casquillo de latón para reducir la fricción. Por otra parte, la orejeta tiene un taladro pasante central que sirve para introducir por el mismo lubricante, el cual se distribuye internamente mediante un nervio saliente en su zona interior central.

El 6 de agosto de 1979 Cessna, como fabricante de la aeronave, emitió una Carta de servicio («Service information letter», SIL en lo sucesivo) codificada como SE79-37 que concernía a esta pieza en concreto y también a la aeronave del incidente, pues su número de serie 177RG1054 estaba dentro de los incluidos como destinatarios⁷ de la SIL. Posteriormente la mencionada SIL sufrió una revisión con fecha 15 de diciembre de 1980 (se adjunta en el Apéndice II).

En dicha SIL se recomendaba cambiar la orejeta hasta entonces existente (que es la que llevaba la aeronave del incidente, con P/N S2049-6FG) por otra sin taladro pasante para engrase y sin casquillo interior de latón antes de (o como muy tarde en) la siguiente revisión anual de la aeronave. La nueva orejeta (con P/N S2426-6) era de mayor resistencia e interiormente tenía un casquillo de teflón para minimizar la fricción con el eje de la bieleta.

El cumplimiento con lo estipulado en la SIL SE79-37 era recomendado, no obligatorio.

⁷ Números de serie de aeronave afectados: 177RG0001 a 177RG1366 y F177RG0001 a F177RG0177.

Por la Advisory Circular 43-16A⁸ de la FAA estadounidense se tiene conocimiento de que Cessna emitió una segunda revisión a la SIL SE79-37 en la que la nueva orejeta recomendada pasaba a ser otra con P/N S3469-1 muy similar a la P/N S2426-6, pero que además debe ser inspeccionada antes de salir de su centro de fabricación.

Asimismo, la citada Advisory Circular indica que si la orejeta instalada es la P/N S2426-6 no hace falta sustituirla, pero sí que sea cuidadosamente inspeccionada durante las revisiones anuales.

1.9.4. *Antecedentes de fallos similares*

Con fecha 5 de septiembre de 2003 tuvo lugar un incidente de características casi idénticas con una aeronave Cessna F177RG Cardinal, matrícula G-BFIV y número de serie F177RG0161, en el Reino Unido⁹.

Dicho incidente se saldó con un aterrizaje de emergencia en el que sus dos ocupantes resultaron ilesos tras no conseguir el piloto que el tren de aterrizaje se desplegara y blocara abajo.

La causa del funcionamiento anómalo del tren de aterrizaje principal de la aeronave G-BFIV fue la rotura de la misma orejeta (la que montaba originalmente la aeronave, con el taladro pasante y el casquillo interior de latón) que en el caso del presente informe. La naturaleza de las fracturas en la orejeta del G-BFIV fue prácticamente idéntica a las encontradas en el estudio metalotécnico realizado por la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos de la Universidad Politécnica de Madrid sobre la orejeta rota del D-EEDM.

Por otra parte, según datos publicados por la FAA en 2001 (por su Aircraft Certification Office en Wichita, Kansas), entre 1979 y 1998 se reportaron 13 «Service Difficulty Reports» (SDR), relacionados con fallos de la orejeta P/N S2049-6FG y 5 accidentes/incidentes fueron analizados entre 1979 y 1989 en los que la orejeta P/N S2426-6 se había roto.

Entre 1977 y 2001, 30 SDR reportaron rotura de la orejeta P/N S2049-6FG. Entre 1978 and 1987, la FAA registró 10 accidentes/incidentes asociados a rotura de la orejeta P/N S2049-6FG. Sin embargo, no se había reportado problema alguno con la orejeta P/N S3469-1.

La FAA emitió una recomendación de Seguridad (FAA Safety Recommendation 00.284) en la que se recomendaba sustituir la orejeta P/N S2049-6FG por la P/N S3469-1 lo antes posible.

⁸ Alert number 271, febrero de 2001.

⁹ La comisión de investigación de accidentes del Reino Unido emitió el correspondiente informe, que responde a la siguiente codificación: AAIB Bulletin N° 4/2004, Ref: EW/G2003/09/06.

2. ANÁLISIS

2.1. Consideraciones generales

El piloto de la aeronave contaba con las licencias pertinentes válidas y en vigor para realizar el vuelo y la aeronave había sido mantenida acorde al manual de mantenimiento del fabricante y contaba con las licencias y certificaciones necesarias válidas y en vigor.

Asimismo el peso y centrado de la aeronave durante el vuelo del incidente se encontró dentro de sus límites en todo momento.

Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para la realización de la aproximación y del aterrizaje.

2.2. No extensión y bloqueo abajo del tren de aterrizaje principal

La rotura de la orejeta imposibilitó la extensión y posterior bloqueo del tren de aterrizaje principal; no así del de la pata de morro, que funciona con un actuador independiente.

Con la orejeta rota, esto es, con el extremo del vástago del cilindro hidráulico roto, no se podía transmitir el movimiento originado por el cilindro hidráulico al resto del sistema mecánico responsable de la extensión y repliegue del tren de aterrizaje principal.

De este modo, aunque el cilindro hidráulico funcionaba extendiendo o retrayendo su vástago interior, la bieleta no recibía ninguna fuerza para ser transmitida a los engranajes responsables de mover el tren de aterrizaje principal, pues la conexión mecánica estaba totalmente desacoplada.

2.3. Maniobra alternativa

Pese a que el ruido percibido en cabina era el usual cuando el sistema hidráulico de extensión o retracción del tren de aterrizaje actuaba, el piloto trató de bombear presión al sistema manualmente siguiendo el procedimiento de emergencia correcto, pero el resultado seguía siendo la falta de confirmación de tren bloqueado y abajo mediante la luz verde correspondiente.

Ante esta situación, y dado que por fuerzas de inercia en virajes no es posible la extensión completa (y bloqueo abajo) del tren de aterrizaje principal en este modelo de aeronave, la decisión tomada por el piloto fue la más apropiada: agotar el combustible y hacer un aterrizaje de emergencia a la mínima velocidad posible previendo el posible colapso del tren principal (al menos) en el momento de tocar la pista.

2.4. Pieza rota

La rotura de la pieza se produjo de forma instantánea sin previo aviso de mal funcionamiento. De hecho el aterrizaje del incidente era el cuarto del día, habiendo funcionado perfectamente el tren de aterrizaje de la aeronave en los tres aterrizajes previos realizados horas antes.

El diseño original de la orejeta con el taladro pasante para lubricación ya había sido causante de fallos prácticamente idénticos con anterioridad, y de hecho la SE79-37 de agosto de 1979, modificada en diciembre de 1980, recomendaba su cambio por otra pieza con igual responsabilidad en el funcionamiento, pero sin el taladro pasante y además más resistente.

La orejeta que llevaba instalada la aeronave respondía a la del diseño original de la misma, y no había sido reemplazada siguiendo la recomendación de la SE79-37, ni de la FAA Safety Recommendation 00.284.

3. CONCLUSIONES

3.1. Conclusiones

- Los cuatro vuelos que la aeronave realizó el día del incidente resultaron sin novedad hasta iniciarse la aproximación al aterrizaje del último vuelo en el aeropuerto de Almería.
- El piloto de la aeronave poseía licencia de vuelo y certificado médico válidos y en vigor.
- La aeronave poseía las licencias y certificados válidos y en vigor para realizar la operación.
- El estudio de peso y centrado de la aeronave revela que la operación del vuelo del incidente se realizó en todo momento dentro de los límites.
- No se han detectado anomalías en la documentación sobre el mantenimiento programado, comprobándose que se había cumplido con el Programa de Mantenimiento.
- Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para la realización de la aproximación y del aterrizaje.
- La investigación de campo sobre la aeronave reveló que las condiciones de funcionamiento del sistema de extensión y retracción del tren de aterrizaje eran correctas, excepto por la existencia de una orejeta rota parte del conjunto mecánico de extensión y retracción del tren de aterrizaje principal.
- La rotura de la mencionada orejeta sucedió en vuelo de forma instantánea sin previo aviso de mal funcionamiento.
- La rotura de la orejeta impide la continuidad mecánica del mecanismo de extensión y retracción del tren de aterrizaje principal, y por tanto anula su operatividad.

- La orejeta rota había sido objeto de una carta de servicio (SIL SE79-37) por parte del fabricante de la aeronave en 1979 en la que se recomendaba su sustitución por otra más resistente y sin taladro pasante de lubricación.
- La orejeta que llevaba instalada la aeronave respondía a la del diseño original de la misma, y no había sido reemplazada siguiendo la recomendación de la SE79-37.
- Existe constancia de que la rotura de la orejeta en cuestión ha sucedido en más ocasiones en aeronaves del mismo tipo que no habían sustituido la orejeta original por la recomendada en la SIL SE79-37, ni de la FAA Safety Recommendation 00.284.
- No existe ningún procedimiento de emergencia mediante el cual se pueda extender y bloquear abajo en vuelo ambas patas del tren de aterrizaje principal en este modelo de aeronave en caso de rotura de la orejeta.
- El aterrizaje de emergencia se realizó habiendo tomado las precauciones necesarias.
- La aeronave no sufrió deformaciones en su habitáculo y los ocupantes de la misma pudieron abandonarla ilesos por sus propios medios.

3.2. Causas

La causa del incidente fue la rotura instantánea en vuelo del extremo del vástago del cilindro hidráulico (u orejeta) del tren de aterrizaje principal, que impidió la continuidad mecánica del mecanismo de extensión y retracción del mismo, y por tanto anuló su operatividad al no transmitir el movimiento originado por el cilindro hidráulico al resto del sistema.

Como factor contribuyente al incidente está el hecho de que la orejeta que llevaba instalada la aeronave respondía a la del diseño original de la misma, y no había sido reemplazada siguiendo la recomendación de la SIL SE79-37 de Cessna por otra más resistente y sin taladro pasante de lubricación.

4. RECOMENDACIONES

REC 07/14. Se recomienda a la FAA que haga obligatoria la sustitución de la orejeta del diseño original por la recomendada en la carta de servicio SE79-37 de Cessna.

APÉNDICES

APÉNDICE I

Estudio de las superficies de fractura

Con el objeto de conocer los caracteres microfractográficos asociados al proceso de rotura, se procedió a estudiar las dos superficies de fractura, situadas a ambos extremos del fragmento, identificadas como A y B en la figura 6 utilizando un microscopio electrónico de barrido junto con un microanalizador de rayos X.

Fractura A

La figura 12 muestra una imagen completa de dicha rotura, que se distribuye a ambos lados del taladro pasante central. A bajos aumentos, se aprecian dos regiones de apariencia diferente, cuya separación aproximada se encuentra marcada con línea de puntos.

Existe una zona, cerca de la superficie exterior de la orejeta a ambos lados del taladro, con una rugosidad uniforme aparentemente y sin direccionalidad. El resto de la superficie de rotura presenta por el contrario una fuerte direccionalidad, en el plano de la orejeta y paralela al taladro pasante.

Para el conocimiento de los caracteres microfractográficos presentes, se seleccionaron diversos campos, numerados en la figura 12, de ambas zonas de rotura y a ambos lados del taladro.

El campo 1, cerca del taladro y muy próximo a la superficie exterior de la orejeta, muestra a elevados aumentos un microrrelieve no asociable a ningún mecanismo concreto de

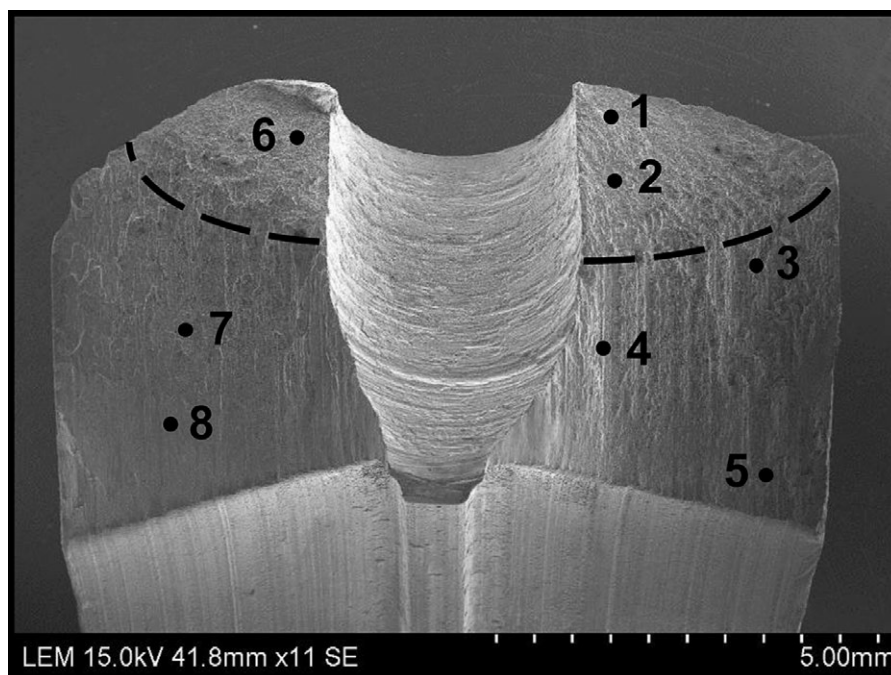


Figura 12. Vista general de la rotura A

rotura, sino más bien a la presencia de productos de corrosión sobre la superficie, que impiden completamente observar el relieve original de la fractura en esa zona.

Obtenido el espectro de rayos X emitido por ese campo se apreció la presencia de numerosos elementos. El Fe (elemento mayoritario) y probablemente el Cr, deben corresponder al propio acero con el que fue fabricada la pieza.

Se detecta además la presencia en la superficie de rotura de cantidades significativas de C, O, Cu, Zn, Al, Si, S y Cd, presentes lógicamente en los productos de corrosión que cubren la fractura.

En el campo 2, situado en la misma región que el 1 pero más hacia el interior de la orejeta, se aprecia un microrrelieve acusado, también deteriorado por la posterior corrosión de la superficie. En algunos puntos se aprecia la presencia de marcas como surcos, alargados y orientados en dirección desde la cara exterior a la interior de la orejeta.

El espectro de rayos X correspondiente al campo 2 resulta básicamente similar al del campo 1, si bien ahora existe menos cantidad de Cu, Zn, Al, Si, S y Cd.

El campo 3, situado al otro lado de la línea de puntos pero próximo a ella, muestra un relieve parcialmente similar al 2, pero con menor deterioro corrosivo, lo que permite apreciar en algunos puntos señales de deformación plástica producida durante el proceso de fallo.

El campo 4 se encuentra ya en plena región con macrorrelieve direccional. El relieve a bajos aumentos no difiere demasiado del campo anterior, pero a elevados aumentos presenta signos de deformación plástica y formación de cúpulas con escaso desarrollo vertical de sus paredes.

El campo 5 se encuentra muy próximo a la superficie interior de la orejeta. Su microrrelieve está formado por cúpulas de diversos tamaños claramente desarrolladas, apreciándose también algunos surcos alargados en cuyo interior se aprecia en ciertas zonas la presencia de una fase, probablemente una inclusión del acero. No se aprecian productos de corrosión sobre la superficie.

El campo 6 se encuentra al otro lado del taladro pasante, y próximo a la superficie exterior de la orejeta, en posición equivalente al campo 1. Su microrrelieve es idéntico al del campo 1, con presencia de productos de corrosión que impiden la observación del relieve original. El espectro de rayos X obtenido en este campo es completamente análogo al del campo 1, con la presencia de los mismos contaminantes superficiales.

El campo 7 se encuentra en la región con direccionalidad alargada del relieve. El microrrelieve a elevados aumentos resulta similar al del campo 4. Se observan signos de deformación plástica y la presencia de cúpulas poco desarrolladas. El espectro de rayos

X obtenido en este campo resulta similar al del campo 6, pero con menores niveles de contaminantes superficiales.

El campo 8 se encuentra próximo a la superficie interior de la orejeta. Su microrrelieve está constituido por pequeñas cúpulas con desarrollo ligeramente alargado en la dirección del macrorrelieve existente en esa región. No se aprecian productos de corrosión sobre la superficie de fractura. En el espectro obtenido en este campo no se detecta la presencia de elementos extraños, lo que resulta coherente con la ausencia de productos de corrosión.

Fractura B

La figura 13 recoge una vista general de la fractura B, existente en el extremo opuesto del fragmento de orejeta en estudio.

A bajos aumentos, presenta un relieve similar en toda la superficie, con una cierta orientación desde la cara exterior a la interior.

Un campo típico de esta fractura es el campo 9. A elevados aumentos se observa un microrrelieve formado por cúpulas y surcos alargados, similares y con la misma orientación a los ya comentados en la fractura A. También se observa que sobre la superficie de rotura existen algunas zonas cubiertas por productos de corrosión, mientras que el resto de la superficie aparece sin atacar.

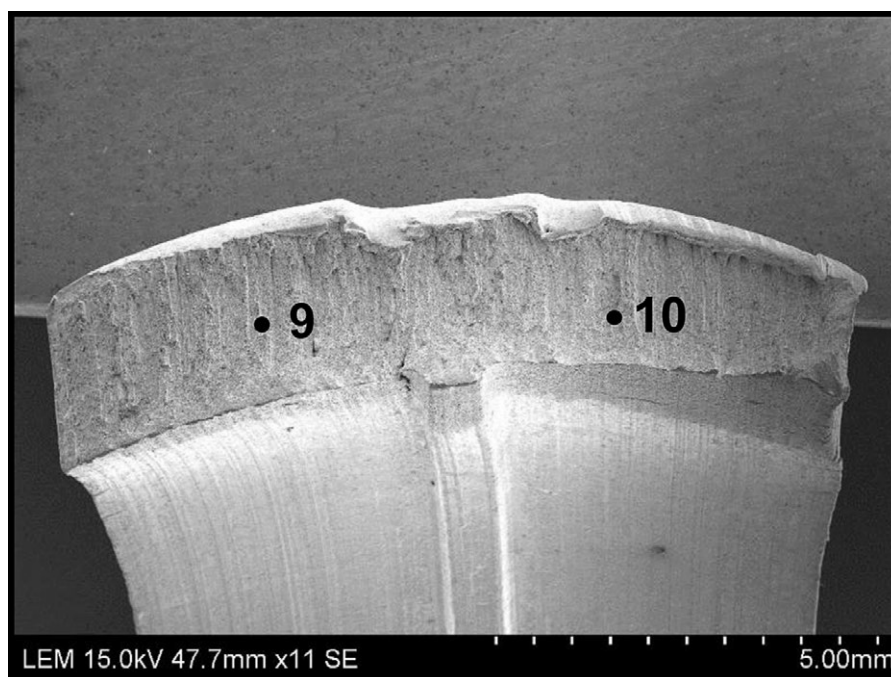


Figura 13. Vista general de la fractura B

Realizando un microanálisis por rayos X de una de las zonas con productos de corrosión, se obtuvo su espectro, en el que vuelven a aparecer los mismos contaminantes presentes en espectros anteriores de regiones corroídas. Por el contrario, en el espectro obtenido en zonas con apariencia limpia, ya no aparecen el Cu, Zn, S ni Cd.

Finalmente, el campo 10 se encuentra próximo a la superficie interior de la orejeta. Su microrrelieve está formado por cúpulas claramente desarrolladas, con algunos surcos alargados con inclusiones en su interior. No se aprecian zonas con productos de corrosión.

No obstante, en el espectro de rayos X de ese campo sí aparecen pequeñas cantidades de contaminantes superficiales (Cu, Na, Al, Si, S, Cl y Cd).

Desarrollo de las fracturas

El fragmento de orejeta objeto de estudio presenta una importante deformación plástica, que ha hecho perder a su superficie interior la forma circular que debió tener originalmente.

Dicha deformación resulta mucho más acusada en la zona más delgada del fragmento, junto a la fractura B (véase figura 6).

Ello indica que la primera zona en romper fue la fractura A. La rotura por esa zona se vio favorecida por la presencia del taladro pasante allí existente.

Una vez producida la fractura A, la fuerza que se ejercía sobre la orejeta en ese momento produjo una importante deformación plástica, abriéndose la orejeta y rompiendo a continuación por la zona B.

La fractura A se ha iniciado, muy probablemente, en la superficie exterior de la orejeta y a ambos lados del taladro pasante. Dado que en esas zonas no ha podido apreciarse el microrrelieve de la rotura, puesto que estaba recubierta de productos de corrosión, no ha sido posible determinar de forma fiable el mecanismo responsable de la fractura en esa zona.

Al ir avanzando la rotura hacia la cara interior de la orejeta, se va produciendo una modificación del relieve observable a bajos aumentos, que pasa a presentar una cierta direccionalidad.

En la zona central de la rotura A, a ambos lados del taladro, se empiezan a observar signos de deformación plástica y presencia de cúpulas poco desarrolladas, caracteres ambos generalmente asociados a procesos de rotura instantánea con carácter dúctil. La

contaminación superficial de estas zonas centrales es ya mucho menor que junto a la superficie exterior de la orejeta.

Cerca de la cara interior de la orejeta, el microrrelieve es ya claramente de cúpulas, sin deterioro superficial y sin presencia significativa de contaminantes.

La presencia de una zona de la fractura, junto a la superficie exterior de la orejeta y a ambos lados del taladro, con un relieve macroscópico diferente al resto de la rotura, así como el hecho de que toda esa zona se encuentra completamente recubierta de productos de corrosión, podría indicar que la rotura de dicha zona fue anterior en el tiempo a la del resto de la orejeta.

Sin embargo, en la zona central de la rotura A, ya en la región con relieve más direccional, el microrrelieve no parece muy diferente al de la región anterior, y también está atacado superficialmente, aunque en menor medida.

Junto a la superficie interior de la orejeta, la rotura es ya claramente en cúpulas, y por tanto producida de manera instantánea y con comportamiento dúctil.

Los relieves en forma de surcos que aparecen en las diferentes zonas de la fractura A parecen estar asociados a la presencia de inclusiones alargadas en el acero utilizado para la fabricación de la pieza.

Podría pensarse en el desarrollo de una grieta clásica de fatiga en la superficie exterior de la orejeta y a ambos lados del taladro. La corrosión posterior sufrida por la superficie de fractura en esa zona impide ver los caracteres microfractográficos, y por tanto afirmar o negar de forma tajante el desarrollo inicial de un proceso clásico de fatiga.

No obstante, no existe una diferencia radical de relieve entre esa zona hipotéticamente de fatiga y la zona central de la rotura, ya con orientación direccional del relieve. Por otro lado, en esa posible región de fatiga también se han observado los relieves en forma de surcos, lo que generalmente sugiere que el progreso del fallo está favorecido por la presencia de inclusiones, y ello resulta más probable si el proceso de rotura es por sobrecarga que si el crecimiento se produce por fatiga.

En consecuencia, y sin poder descartar del todo la existencia de un fallo por fatiga convencional, parece más probable que el inicio de la rotura en la superficie exterior de la orejeta se haya producido por sobrecarga.

La rotura completa de la zona A de la orejeta se ha podido producir bajo la acción de una única sobrecarga estática, que originó de una vez toda la superficie de fractura, o por la aplicación de sucesivas sobrecargas, que harían avanzar la grieta en varias etapas, hasta la rotura final, lo que podría ser considerado como un proceso de fatiga a muy bajo número de ciclos.

La existencia de zonas completamente cubiertas de corrosión (junto a la superficie exterior de la orejeta), junto a zonas prácticamente libres de ataque (junto a la superficie interior) podría avalar esta hipótesis de que la rotura realmente ha sido en varias etapas, corroyéndose más las zonas primeramente agrietadas.

La rotura de la zona B corresponde muy claramente a un único proceso de rotura instantánea de carácter dúctil, producido con posterioridad a la rotura por la zona A. Esta superficie de fractura ha sido la última en producirse, y en ella aparecen también zonas con ataque corrosivo similar al observado en la fractura A.

Por ello, no puede descartarse completamente el que todo el ataque de la superficie de rotura se haya producido después de una rotura instantánea completa de la zona A y a continuación de la B, atacándose unas zonas más que otras por motivos desconocidos.

APÉNDICE II



"TAKE YOUR CESSNA HOME
FOR SERVICE AT THE SIGN
OF THE CESSNA SHIELD"

SINGLE ENGINE CUSTOMER CARE SERVICE INFORMATION LETTER

MARKETING DIVISION / CESSNA AIRCRAFT COMPANY / WICHITA, KANSAS 67201 / CABLE ADDRESS - CESSCO WICHITA

REVISION NOTICE: This revised Service Letter supersedes the original issue of SE79-37 dated 8-6-79. Areas of change are marked (■) in the left hand margin. If the previous letter has been complied with, review changes to determine additional requirements.

December 15, 1980

SE79-37
Revision #1

SUBJECT: MAIN GEAR ACTUATOR ROD END

AIRCRAFT APPLICABILITY: 1971 thru 1978 Model 177RG

Serial Numbers
177RG0001 thru 177RG1366
F177RG0001 thru F177RG0177

A new high strength main landing gear actuator rod end (Part Number S2426-6) is now available for the 177RG aircraft.

It is recommended that the present main landing gear actuator rod end be replaced with the new part, prior to or at the next annual inspection.

Instructions for installing this rod end are provided on the opposite side.

Parts required for this improvement are listed below and are available through the Cessna Dealer Organization. The suggested list prices are also indicated.

<u>Part Number</u>	<u>Description</u>	<u>Suggested List Price</u>
S2426-6	Rod End	\$ 76.00 (S) each
AN316-7R	Lock Nut	\$.57 (S) each

* * * * *

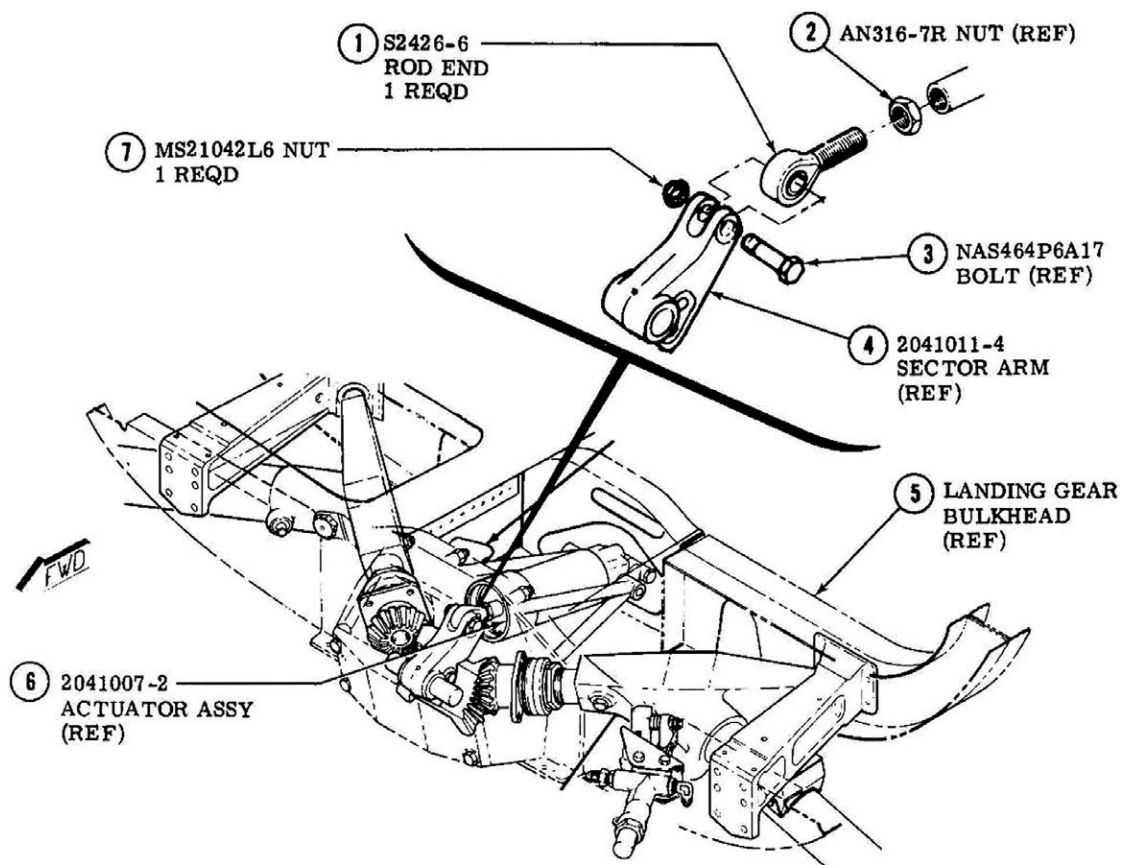
(Owner Notification System - No. 1)

ALL PRICES SUBJECT TO CHANGE WITHOUT NOTICE

CESSNA AIRCRAFT COMPANY

TO OBTAIN SATISFACTORY RESULTS, PROCEDURES SPECIFIED IN THIS SERVICE INFORMATION LETTER MUST BE ACCOMPLISHED IN ACCORDANCE WITH ACCEPTED METHODS AND PREVAILING GOVERNMENT REGULATIONS. CESSNA AIRCRAFT COMPANY CANNOT BE RESPONSIBLE FOR THE QUALITY OF THE WORK PERFORMED IN ACCOMPLISHING THIS SERVICE INFORMATION LETTER.

COPYRIGHT 1980 ■ CESSNA AIRCRAFT COMPANY ■ WICHITA, KANSAS USA



MAIN LANDING GEAR ACTUATOR ROD END REPLACEMENT.

1. Put aircraft on jacks in accordance with the appropriate Service/Manual.
2. Remove seats and carpet as required for access to the access plate above main landing gear actuator and remove access plate.
3. Put landing gear in the unlocked position, allowing the main gear to rotate freely.
4. Remove bolt (3) and nut (7) attaching actuator rod end (1) to sector arm (4).
5. Retain bolt (3) and discard nut (7).
6. Loosen locknut (2) and remove rod end (1) from piston rod. Remove locknut from rod end.
7. Install locknut (2) on new rod end (1) and install rod end into piston rod.
8. Adjust rod end and attach to sector gear arm (4) using existing bolt (3) and new nut (7).
9. Use the appropriate Service Manual for main landing gear rigging procedures.
10. Replace all parts previously removed for this replacement.
11. Remove aircraft from jacks.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 25 de mayo de 2013; 12:09 h local¹
Lugar	Campo de vuelos de Olocau (Valencia)

AERONAVE

Matrícula	EC-LPL
Tipo y modelo	VOL-9 SKY RANGER 912
Explotador	Escuela de ULM Yago Miranda Osset

Motores

Tipo y modelo	ROTAX 912UL
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	58 años
Licencia	Autorización de alumno-piloto
Total horas de vuelo	27 h
Horas de vuelo en el tipo	27 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Desperfectos en muro divisor de parcelas y un naranjo

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Vuelo de instrucción – Solo
Fase del vuelo	Despegue – Ascenso inicial

INFORME

Fecha de aprobación	24 de julio de 2013
---------------------	----------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El sábado 25 de mayo de 2013, a las 12:09 h, se produjo la parada del motor de la aeronave ultraligera EC-LPL durante la maniobra de despegue por la pista 15 del campo de vuelos de Olocau (Valencia). A bordo iba un alumno-piloto realizando un vuelo solo como parte del curso de formación para la obtención de la licencia de piloto de ultraligero.

Anteriormente al vuelo del accidente, la aeronave había realizado tres vuelos de un curso de instructores ULM que se estaba celebrando en la escuela, tras el último de los cuales quedó estacionada en la plataforma. El alumno-piloto subió a la aeronave mientras su instructor supervisaba el vuelo desde tierra. Desde la plataforma el alumno rodó hasta la cabecera de la pista 15 donde debía realizar los chequeos prevuelo. Sin embargo, según los testigos, tras finalizar el giro para alinearse con la pista, no se detuvo e inició el despegue. El instructor cogió inmediatamente la radio para hablar con el alumno y, en ese momento, oyó cómo el motor se paraba. La aeronave había ascendido hasta unos 200 ft sobre la pista y había consumido gran parte de ella. El instructor le indicó que buscara un campo para tomar en la continuación de la pista, pero el alumno inmediatamente viró hacia la izquierda para intentar volver al campo. El viraje fue muy suave y abierto y el alumno mantuvo la velocidad pero, poco antes de llegar a la plataforma se produjo el impacto del ala izquierda con el último árbol de la finca colindante y del tren con el muro de delimitación del campo. La aeronave, como consecuencia del impacto se arrastró por la plataforma y quedó detenida en el campo de vuelos.

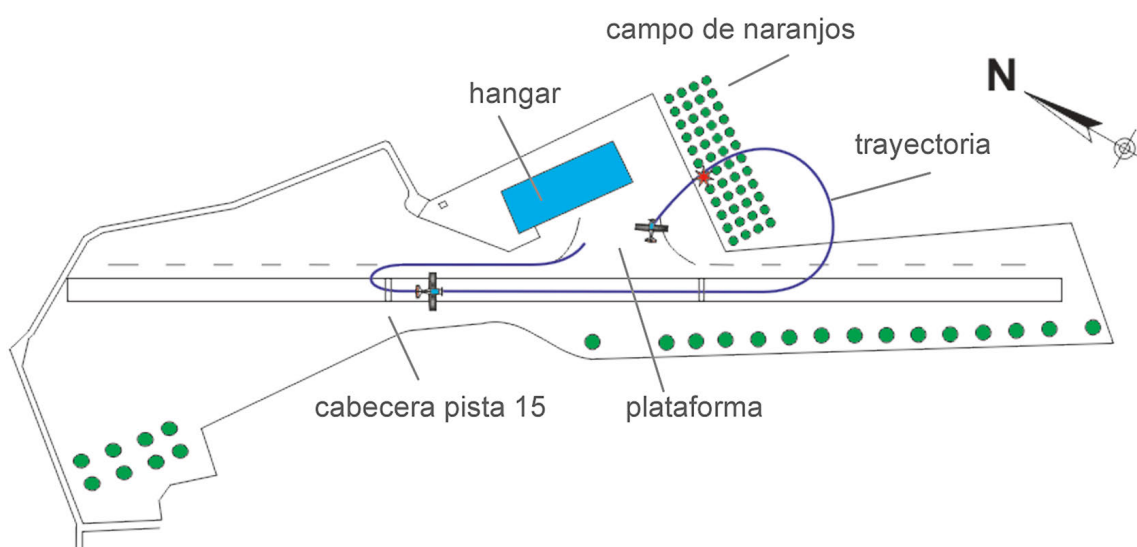


Figura 1. Trayectoria estimada de la aeronave EC-LPL

La aeronave llevaba instalado un sistema de telemetría que retransmitía en tiempo real una imagen del interior del avión a una pantalla ubicada en tierra y permitía las comunicaciones tierra-aire entre el instructor y el alumno piloto sin necesidad de usar la radio aeronáutica. En el vuelo del accidente, el instructor y varios alumnos del curso de instructores estaban viendo las imágenes que retransmitía este sistema y oyendo las comunicaciones entre el instructor y el piloto y, por lo tanto, fueron testigos del accidente. Este sistema de telemetría había sido instalado recientemente por la escuela como herramienta de ayuda a la formación y no tenía todavía habilitada la función de grabación.

Tras quedar la aeronave detenida en tierra, los testigos acudieron inmediatamente y comprobaron que la llave de paso de combustible estaba en la posición de «cerrado». La duración total del vuelo, desde el arranque hasta el impacto, fue de 4 minutos.

1.2. Lesiones a personas

El alumno-piloto abandonó la aeronave por sus propios medios. Como consecuencia del accidente, fue trasladado al hospital y se le diagnosticó un leve pinzamiento en una vértebra. Fue dado de alta el mismo día.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave resultó con daños importantes localizados en el tren de aterrizaje, en el plano izquierdo y en la parte delantera. No había fugas de fluidos y la estructura tubular de aluminio no presentaba grandes deformaciones.



Figura 2. Aeronave EC-LPL tras el accidente

1.4. Otros daños

Como consecuencia del impacto de la aeronave se produjeron daños en el muro de delimitación del campo y en un naranjo.

1.5. Información sobre el personal

El piloto, de nacionalidad española y 58 años de edad, contaba con un certificado médico y una autorización de alumno-piloto válidos y en vigor en el momento del accidente. Había iniciado el curso de piloto de ultraligero en noviembre de 2012 en la Escuela de ULM Yago Miranda Osset, autorizada por AESA, y basada en el campo de vuelos de Olocau. El día del accidente acumulaba 27 horas 18 minutos totales, de las cuales 1 hora 50 minutos habían sido en vuelos solo. Volaba una media de 2-3 veces por semana.

1.6. Información sobre la aeronave

La aeronave contaba con un seguro y un certificado de matrícula y de aeronavegabilidad válidos y en vigor en el momento del accidente. Llevaba instalado un motor Rotax 912UL. Su peso en vacío era de 253 kg y el peso máximo al despegue era 450 kg. Según el operador, acumulaba 1.489 h totales de vuelo y la última revisión anual de aeronave y motor había sido el 7 de abril de 2013, un mes y medio antes del accidente.

1.7. Información meteorológica

Las condiciones meteorológicas eran buenas para el vuelo visual: había buena visibilidad y el viento era de aproximadamente 8 km/h de intensidad y 150° de dirección, es decir, alineado con la pista 15, operativa en el momento del accidente.

1.8. Comunicaciones

La escuela contaba con un sistema de telemetría que permitía la comunicación con la aeronave sin utilizar la frecuencia aeronáutica. Al igual que las imágenes de video, el audio se transmitía a tierra y fue escuchado por los pilotos que seguían el vuelo, aunque no se dispone de grabaciones de dichas comunicaciones. Todos los testigos coincidieron en que el instructor, tras el fallo del motor, le indicó al alumno que mantuviera el rumbo e intentara tomar «por derecho».

1.9. Información de aeródromo

El campo de vuelos de ULM de Olocau (véase figura 1), autorizado como campo de ultraligeros, está situado al norte de la ciudad de Valencia y tiene una única pista de

hierba de orientación 15/33. La longitud de la pista es de 200 m pero en ambas cabeceras hay prolongaciones de la pista teniendo una distancia total de 650 m. La actividad principal de este centro es el vuelo deportivo de aeronaves ultraligeras.

A la izquierda de la pista 15 se encuentran el hangar, donde se encontraba la pantalla del sistema de telemetría, y la plataforma. A continuación de la plataforma se encontraba una finca de naranjos que no formaba parte del campo de vuelos. En un árbol de esta finca fue donde la aeronave impactó en la toma. El campo de vuelos está ubicado en una zona de cultivo de naranjos.

1.10. Ensayos e investigaciones

1.10.1. *Declaración del alumno-piloto*

El alumno reconoció que no hizo ningún chequeo pensando que como acababa de finalizar un vuelo la aeronave estaría preparada. No se dio cuenta de que la llave de combustible estaba cerrada hasta que se le paró el motor. Su decisión de volver al campo fue inmediata y desde su punto de vista la toma por derecho no era posible.

1.10.2. *Declaración del instructor*

El instructor vio cómo la aeronave se dirigía hacia la cabecera de la pista. Se sorprendió cuando la aeronave tras entrar en pista iniciaba la carrera de despegue, sin detenerse a realizar los chequeos prevuelo. En los escasos segundos que tardó en ir a coger la radio para hablar con el alumno, oyó cómo se paraba el motor. Le indicó que siguiera ese rumbo y tomara por derecho.

En su opinión, la reacción del piloto de virar y volver al campo fue «instintiva» y consideraba que en ese momento no valoró la posibilidad de tomar por derecho. Reconocía que en la prolongación de la pista 15 no había zonas despejadas para tomar. Como parte del aprendizaje se les enseñaba a los alumnos a tomar por derecho y en caso de haber árboles, realizar la recogida sobre las copas de los árboles. En su opinión, el alumno realizó el viraje bastante bien porque fue muy suave y abierto, sin alabear demasiado y mantuvo la velocidad y la sustentación. Le faltó muy poco para tomar en la plataforma. Cuando tomó, él mismo comprobó que la llave de combustible estaba cerrada y apagó el contacto. Tras el accidente el piloto estaba tranquilo.

1.10.3. *Declaración del alumno del vuelo anterior*

El piloto que había realizado el vuelo anterior cerró la llave de combustible como parte del procedimiento de parada de motor. Era piloto de ULM y estaba realizando el curso

de instructores ULM por lo que se quedó en el campo para ver el siguiente vuelo con otros compañeros. Estaba en el hangar mirando la pantalla del sistema de telemetría. Oyó el despegue y a los pocos segundos oyó cómo el motor se paraba. Desde su punto de vista no hay muchas opciones de tomar por derecho en la prolongación de la pista 15 debido a que es una zona con árboles donde no hay zonas despejadas para tomar.

1.10.4. Declaración de otro instructor

El día anterior al accidente, el alumno había volado con otro instructor. En esa clase el alumno había preguntado si hacían las listas a lo que el instructor le había insistido en que siempre había que hacer las listas y le había recordado la importancia de hacerlas.

1.10.5. Comportamiento de la aeronave con combustible limitado

La aeronave EC-LPL se usaba para competición. Los pilotos que compiten conocen a la perfección las características y comportamiento de las aeronaves con las que vuelan. Para las pruebas de permanencia, que consisten en volar el máximo tiempo posible con una cantidad de combustible limitado, los pilotos conocen el tiempo remanente del que disponen cuando se va a acabar el combustible. Para el caso de la aeronave EC-LPL su propietario tenía claramente identificado que, una vez que se acaba la última gota de combustible, el motor tardaba 3 minutos en pararse.

1.11. Información orgánica y de dirección

1.11.1. Listas de chequeo

La escuela disponía de listas de chequeo. Las listas ocupaban una página que estaba en la aeronave. Los chequeos previos al vuelo se realizaban en la cabecera de la pista. El procedimiento de puesta en marcha y parada de motor, que se presentan en la figura 2, incluían la actuación sobre la selectora de combustible.

PUESTA EN MARCHA		PARADA DE MOTOR	
CINTURONES	PUESTO	FRENO PARKING	ON
FRENO PARKING	ON	RADIO INTERCOM Y GPS	OFF
LLAVE GASOLINA	ON	LUZ DE LANDING	OFF
MASTER y ENCENDIDOS	ON	BOMBA DE COMB	OFF
GASES	MIN	FLAPS	0
BOMBA DE COMB	PRS.	ENCENDIDOS	OFF
STARTER (SI FRIO)	ON	LLAVE	OFF
ARRANQUE	START	VALVULA DE COMB	OFF
PRESION DE ACEITE	CHK	CINTURONES	OFF
		FUNDAS PITOT	ON

Figura 3. Lista de chequeo para puesta en marcha y parada de motor

2. ANÁLISIS

2.1. Parada del motor

La aeronave EC-LPL sufrió una parada de motor debido a que inició el vuelo con la válvula de combustible en la posición de «cerrado». Esta válvula, que es actuada por el piloto antes y después del vuelo, debió quedarse en esta posición tras el vuelo anterior como parte de procedimiento de parada de motor. Cuando el alumno piloto subió a la aeronave no realizó ninguno de los chequeos y comprobaciones previas y, por lo tanto, la posición de esta selectora se mantuvo en la posición de cerrada.

Esta válvula cortó el paso de combustible al motor desde los depósitos, por lo que el vuelo se debió realizar con el combustible remanente en las tuberías entre la selectora y el motor. El bajo peso de la aeronave y el margen de tiempo de 3 minutos, según la experiencia en competición del propietario, desde que se acaba el combustible hasta que se para el motor, explicarían que la cantidad de combustible remanente en las tuberías fuese suficiente para permitir a la aeronave arrancar, rodar e iniciar el despegue hasta los 200 ft. Además, es coherente con el tiempo total del vuelo de 4 minutos, donde los 3 minutos iniciales permitieron el despegue hasta la parada del motor y el minuto restante lo ocuparía la maniobra de vuelta al campo. En una aeronave de mayor peso la parada del motor se habría producido mucho antes y probablemente no habría completado el rodaje.

Se descartan problemas relacionados con el funcionamiento del motor y con las condiciones meteorológicas.

2.2. Actuación del alumno-piloto

El alumno reconoció que no ejecutó las listas y procedimientos previos al vuelo en los que tendría que haber abierto la llave de paso de combustible. Teniendo en cuenta que, como alumno en proceso de obtención de la licencia, su experiencia era muy escasa y que acababa de soltarse, es llamativa la no utilización de las listas. En este sentido se consideran los siguientes aspectos:

- Que las listas no se utilizaban normalmente y el piloto actuó tal cual le habían entrenado, o
- Que el piloto, en un exceso de confianza, consideró que no necesitaba hacer las listas y, por lo tanto, no era consciente de las consecuencias sobre la seguridad.

Las conversaciones mantenidas con dos instructores de la escuela parecen indicar que las directrices de la escuela en este sentido eran claras y se inculcaba la importancia de realizar las listas. En este caso, la no utilización de las listas parece responder más bien a un caso aislado, producido por un exceso de confianza por parte del alumno. Este

exceso de confianza en un alumno de 27 h de experiencia y recién soltado, indica un desconocimiento sobre la importancia de realizar todos los procedimientos y listas de chequeo en cada fase del vuelo. Los pilotos, desde su formación básica, deben estar concienciados de que las listas de comprobación son una herramienta fundamental relacionada con la seguridad de vuelo, que permiten asegurar que la aeronave está correctamente configurada y que son un medio de protección contra los fallos humanos.

La decisión de volver al campo tras el fallo del motor en despegue implicó realizar un viraje a muy baja altura y velocidad. Esta maniobra, que es de un alto riesgo, fue ejecutada por el piloto de forma satisfactoria. A pesar de la poca experiencia y de la dificultad de la maniobra, el piloto mantuvo la calma, no se precipitó y ejecutó el viraje con un alabeo muy suave, lo que le permitió mantener la sustentación, no entrar en pérdida y llegar al campo. Es decir, se considera que la ejecución de la maniobra, por parte del piloto, le permitió llegar al campo sin daños ni lesiones y evitó las consecuencias de entrada en pérdida o barrena que hubiese tenido esta maniobra realizada de una forma más brusca y cerrada.

La decisión de virar inmediatamente para volver al campo no respondió a las instrucciones de «tomar por derecho» que se enseñan y que le dio su instructor por radio. Los virajes a baja altura y velocidad son peligrosos por el riesgo de entrada en pérdida que suponen y es el motivo por el que la directriz en caso de fallo de motor en despegue es la toma «por derecho». El entorno en el que se ubicaba el campo, rodeado de campos de cultivos y de naranjos, no parecía presentar zonas despejadas donde un piloto sin experiencia pudiera tomar, por lo que, probablemente, fue el motivo por el que el piloto decidió inmediatamente volver al campo y no se planteó en ningún momento tomar por derecho.

3. CONCLUSIONES

3.1. Conclusiones

- La aeronave y la escuela poseían los permisos necesarios para la actividad que llevaban a cabo.
- El alumno-piloto contaba con todos los permisos para realizar el vuelo.
- El alumno-piloto tenía una experiencia de 27 horas de vuelo y le habían soltado recientemente.
- El accidente fue visto por varios testigos gracias a un sistema de telemetría que la escuela utilizaba para la formación.
- La aeronave despegó con la llave de combustible en la posición de «cerrado».
- El alumno-piloto no realizó ninguna lista de comprobación antes del vuelo.
- El motor de la aeronave se paró aproximadamente a los 3 minutos del arranque y a aproximadamente 200 ft sobre la pista.
- El motor funcionó adecuadamente los vuelos anteriores.

- Las condiciones meteorológicas no fueron de influencia en el accidente.
- El alumno-piloto tras el fallo del motor realizó un viraje a baja velocidad y altura.
- El alumno-piloto no contempló la posibilidad de una toma por derecho.
- El alumno-piloto ejecutó el viraje de forma suave y mantuvo la aeronave con velocidad.
- La aeronave impactó contra un naranjo y un muro de delimitación del campo.
- En la prolongación de la pista no había zonas despejadas para una toma de emergencia.

3.2. Causas

La causa del accidente de la aeronave ultraligera EC-LPL fue el fallo del motor durante el despegue debido a que la llave de paso de combustible estaba en la posición de «cerrado» y no llegaba combustible al motor. Esta posición de la llave de paso de combustible no fue detectada y modificada antes del vuelo ya que no se ejecutaron los procedimientos y listas de chequeo.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 20 de julio de 2013; 19:48 h¹
Lugar	Proximidades de Foz (Lugo)

AERONAVE

Matrícula	EC-GF8
Tipo y modelo	PIPISTREL SINUS 912
Explotador	Privado

Motor

Tipo y modelo	ROTAX 912 UL
Número de serie	4408837

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	52 años
Licencia	Piloto de planeador (TGLI) y piloto de ULM (TULM)
Total horas de vuelo	185 h en planeador y 52:35 h en ULM
Horas de vuelo en el tipo	41:35 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruída
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	En ruta

INFORME

Fecha de aprobación	27 de noviembre de 2013
---------------------	--------------------------------

¹ Todas las referencias horarias indicadas en este informe se realizan en la hora local. La hora UTC se calcula restando dos horas de la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave PIPISTREL SINUS 912, matrícula EC-GF8, llegó en la mañana del sábado día 20 de julio de 2013, al aeródromo de Villaframil (LEVF), situado en el término municipal de Ribadeo (Lugo, España), procedente del campo de vuelo de Alcazarén, situado en el término municipal de Alcazarén (Valladolid, España), con dos ocupantes a bordo. En la zona del aeródromo de Villaframil las condiciones meteorológicas eran cambiantes, con períodos de niebla.



De acuerdo con la información suministrada por el piloto, a lo largo de la mañana realizaron varios vuelos locales y, cuando se disponían a abandonar el aeródromo, había una niebla muy densa y, por este motivo, decidieron quedarse.

Ya por la tarde, despegó otra aeronave y el piloto de esta comunicó que había claros en la zona de Foz (Lugo, España); con esta información, decidieron realizar un vuelo local para

evaluar la situación de cara a regresar al campo de vuelo de Alcazarén.

Una vez en vuelo, vieron un claro y se dirigieron a él; cuando estaban a punto de superar la zona de nubes, les envolvió una densa niebla, el piloto se desorientó y, cuando salieron de la capa de nubes, situada aproximadamente a 900 m de altura, la aeronave había entrado en barrena y el piloto no la podía controlar.

En estas circunstancias, el piloto decidió abrir el paracaídas de emergencia con que estaba equipada la aeronave. Al desplegarse el paracaídas, la aeronave sufrió una rotura estructural, perdiendo las dos alas y la cola. La cabina cayó sobre el terreno, colgada del paracaídas, con los dos ocupantes en su interior, que sufrieron contusiones y magulladuras de carácter leve.



1.2. Información sobre el personal

El piloto tenía una licencia de Piloto de Ultraligero emitida en España, con antigüedad del 29/03/2011 y validez hasta el 27/03/2014 y un certificado médico de clase 1 válido hasta el 05/03/2014.

Además, estaba en posesión del título de Piloto de Planeador, emitido en España con fecha 10/07/1987. La licencia correspondiente había caducado el 11/08/2009 y no se había renovado desde entonces.

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave PIPISTREL SINUS es un motovelero ultraligero de ala alta, totalmente construido con materiales compuestos, con unas dimensiones de 14,97 m de envergadura, 6,6 m de longitud y 1,70 m de altura, y una superficie alar de 12,26 m²; en su versión original tiene el tren de aterrizaje en configuración convencional, con patín de cola, y posteriormente se ha introducido una nueva versión con tren de aterrizaje triciclo, con pata de morro; a esta última versión corresponde el que sufrió el accidente. El modelo 912 está equipado con un motor Rotax 912 UL de 80 HP.

En España, este tipo de aeronave se aprobó por la DGAC (Dirección General de Aviación Civil) con fecha 22/06/2007 y está amparado por el certificado de aeronavegabilidad de tipo n.º 290-I/1 de la AESA, cuya revisión n.º 3 se aprobó con fecha 14/03/2012.

La aeronave PIPISTREL SINUS 912, con matrícula EC-GF8 y número de serie 253SN9120108, había sido construida en el año 2008 y su peso máximo autorizado era de 450 kg. Tenía instalado el motor ROTAX 912 UL con número de serie 4408837.

La aeronave disponía del certificado de aeronavegabilidad especial restringido n.º 1403, de fecha 06/10/2011. Respecto de su validez, al dorso del mismo figura:

En base a la O.M. de 14 de noviembre de 1988, este certificado es válido mientras se conserven las especificaciones contenidas en el certificado de aeronavegabilidad de tipo referenciado en el apartado 5) de este certificado.

El propietario es responsable del mantenimiento y conservación de las condiciones de aeronavegabilidad.

La Agencia Estatal de Seguridad Aérea se reserva el derecho de inspeccionar el estado de la aeronave para comprobar sus condiciones de aeronavegabilidad cuando lo considere oportuno.

En el momento en que se produjo el accidente, la aeronave tenía, aproximadamente, 110 h totales, el motor tenía tres horas totales menos, por haber volado la aeronave

ese tiempo como planeador, y ambos tenían 20 h desde la última revisión de 100 h, realizada en junio de 2013.

1.3.1. *Sistema de rescate por paracaídas*

La aeronave estaba equipada con un sistema de rescate por paracaídas GRS (Galaxy Rocket System), situado detrás de la cabina. El sistema está compuesto por un paracaídas, unos elementos de amarre a la estructura del fuselaje de la aeronave, un cohete de lanzamiento y un tirador de actuación situado en la parte superior del mamparo posterior de la cabina.

El sistema se acciona tirando hacia delante del tirador de actuación, produciéndose el lanzamiento del cohete hacia arriba, y desplegando este el paracaídas. Funcionando correctamente, el paracaídas debe desplegarse a una distancia de 15 a 18 m en un tiempo de 0,4 a 0,7 s, y estar totalmente inflado a los 3,2 s de su lanzamiento.

1.3.2. *Manual de Vuelo. Uso del sistema de rescate por paracaídas*

El Manual de Vuelo y Mantenimiento de la aeronave tiene un apéndice en el que, entre otras, figuran las instrucciones de uso, operación y mantenimiento del sistema de rescate por paracaídas. Para el uso de este sistema, establece:

Uso del sistema de rescate por paracaídas

En situaciones tales como:

- Fallo estructural..
- Colisión en vuelo.
- Pérdida de control del avión.
- Fallo de motor sobre terreno hostil.
- Incapacitación del piloto (incluyendo ataque cardíaco, apoplejía, ceguera temporal, desorientación...).

DEBE desplegarse el paracaídas. Antes de activar el sistema:

- Parar el motor y poner el interruptor principal en OFF (llave en la posición totalmente a la izquierda).
- Cortar las válvulas de combustible.
- Ajustarse fuerte los arneses de seguridad.
- Proteja su cara y cuerpo.

Para desplegar el paracaídas tire fuerte del tirador de actuación una longitud de al menos 30 cm hacia el panel de instrumentos.

Una vez que ha tirado del tirador de actuación y se ha lanzado el cohete, en menos de dos segundos sentirá el impacto producido por dos fuerzas. La primera fuerza es producida por la extensión de todo el sistema. Después del impacto de apertura se produce una segunda fuerza como consecuencia del inflado del paracaídas y le parecerá que se ha tirado del avión brevemente hacia atrás. La velocidad se reduce de manera instantánea y el avión empieza a descender hacia el suelo, colgado bajo el paracaídas.

.../...

1.4. Información meteorológica

La zona en que se produjo el accidente, en las proximidades de Foz, se encuentra a unos 15 km del aeródromo de Villaframil, en el que hay una estación automática meteorológica; asimismo, los aeropuertos de Asturias y A Coruña están, respectivamente, a 85 km al este y 100 km al oeste de este último.

De acuerdo con la información suministrada por la AEMET, entre las 11:00 y las 20:00 h del día 20/07/2013, la situación general era de baja presión de origen térmico sobre la Península Ibérica, con centros de alta presión al oeste y norte de la misma, en niveles bajos; en niveles altos, era de inestabilidad en el norte y noreste peninsular, con formación de tormentas por la tarde en el interior de la misma.

La predicción para las comarcas de litoral de la provincia de Lugo era de nubes bajas con brumas y nieblas, mejorando transitoriamente en las horas centrales del día, con viento variable tendiendo a componente oeste flojos. El mapa previsto significativo de baja cota preveía nieblas y nubes bajas en el litoral de Lugo entre las 05:00 y las 11:00 h, y nubes bajas para el resto del día.

En las imágenes de satélite se observan nubes bajas en el litoral cantábrico desde A Coruña hasta las proximidades del cabo de Peñas, en Asturias, con oscilación diurna, disminuyendo la extensión afectada en las horas centrales del día. Las zonas cercanas a Foz no se vieron afectadas por tormenta o precipitación.

Los aeropuertos de A Coruña y de Asturias tienen unas condiciones meteorológicas y climatológicas muy parecidas, por estar muy cerca del mar. Las condiciones generales de formación de nubes bajas (con brumas y nieblas asociadas) que se dieron ese día, son habituales en esa zona, sobre todo al principio del verano, formándose una lengua de nubosidad que se extiende desde el norte de la provincia de A Coruña hacia el este, alcanzando en ocasiones la provincia de Cantabria.

Los informes METAR de A Coruña y Asturias de ese día reflejan esa situación con visibilidad y techo de nubes cambiantes. En el aeropuerto de Asturias entre las 19:00 y las 20:00 h se cifra niebla de hasta 300 m de visibilidad, y el resto del día abundan las

nubes de tipo bajo y bancos de niebla en sus cercanías. En el aeropuerto de A Coruña el 20 de julio de 2013, entre 11:00 y las 20:00 h, se cifran bancos de niebla de hasta 1.000 m de visibilidad, y todo el día abundan las nubes de tipo bajo, mejorando el techo y la visibilidad en las horas centrales; se considera que las condiciones fueron muy parecidas en la zona de Foz.

Respecto de las condiciones registradas por la estación automática de Villaframil, lo más significativo fue la presencia a lo largo de todo el día de vientos flojos del noroeste que empujaban una masa húmeda de aire casi saturado, con más del 90% de humedad relativa durante todo el día y más del 95% entre las 16:00 y las 20:00 h.

2. ANÁLISIS

En la tarde del día 20 de julio de 2013, la aeronave despegó del aeródromo de Villaframil, con dos ocupantes a bordo, para realizar un vuelo local, con objeto de evaluar la situación meteorológica de cara al regreso al campo de vuelo de Alcazarén, del que había partido en la mañana de ese día.

Una vez en vuelo, sus ocupantes vieron un claro y se dirigieron a él; cuando estaban a punto de superar la zona de nubes, les envolvió una densa niebla, el piloto se desorientó y, cuando salieron de la capa de nubes, situada aproximadamente a 900 m de altura, la aeronave había entrado en barrena y el piloto no la podía controlar.

Durante todo el día, las condiciones meteorológicas en la zona de Villaframil se habían caracterizado por la presencia de nubes bajas y bancos de niebla, con visibilidad y techo de nubes cambiantes, como consecuencia de la presencia de vientos flojos del noroeste que empujaban una masa húmeda de aire casi saturado

Teniendo en cuenta que la presencia de niebla viene condicionada por la existencia de un 100% de humedad relativa y que con humedades relativas inferiores la saturación se alcanza a más altura en la atmósfera, con una humedad relativa superior al 95% el techo de nubes estaba bastante bajo como reflejan los informes aeronáuticos de las zonas cercanas.

En estas circunstancias, con la aeronave volando a una altitud próxima al techo de nubes, se considera probable que durante el vuelo se produjera saturación en alturas inferiores a la de vuelo, con el consiguiente descenso del techo de nubes, y se encontraran repentinamente dentro de una capa de nubes.

Una vez que estuvieron rodeados de nubes, el piloto de la aeronave perdió las referencias con el exterior, se desorientó y no pudo mantener el control sobre esta. Cuando recuperó las referencias con el exterior, la aeronave estaba en una actitud que no pudo recuperar y decidió abrir el paracaídas de emergencia; cabe reseñar que esta

es una de las situaciones previstas para su uso en el Manual de Vuelo y Mantenimiento de la aeronave.

En el proceso de despliegue del paracaídas, la aeronave sufrió el impacto producido por las dos fuerzas descritas en 1.3.2, con una reducción prácticamente instantánea de su velocidad y su estructura sometida a cargas superiores a las de diseño; esto produjo su rotura estructural, perdiendo en vuelo las dos alas y la cola, y la cabina cayó sobre el terreno, colgada del paracaídas, que actuó de acuerdo con lo previsto.

3. CONCLUSIONES

El accidente se produjo por perder el piloto el control sobre de la aeronave y actuar el paracaídas de emergencia con que estaba equipada ésta, produciéndose su rotura estructural en vuelo.

Esto ocurrió como consecuencia de volar la aeronave próxima al techo de nubes en unas condiciones atmosféricas de humedad relativa próximas a la de saturación, encontrarse repentinamente envuelta en nubes, perder el piloto las referencias con el exterior y desorientarse.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 12 de julio de 2013; 18:00 h¹
Lugar	Aeropuerto de Reus (Tarragona)

AERONAVE

Matrícula	F-GUSK
Tipo y modelo	AVIAT A-1B (HUSKY)
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-360-A1D6
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	45 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	1.460 h
Horas de vuelo en el tipo	100 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	30 de octubre de 2013
---------------------	------------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El viernes 12 de julio de 2013 la aeronave Aviat A-1B (Husky), con matrícula F-GUSK, despegó del aeródromo privado de La Cerdanya (Girona), con el piloto como único ocupante, con la intención de volar hasta el aeropuerto de Reus (Tarragona).

Cuando la aeronave se encontraba próxima al aeropuerto de destino, el piloto contactó con ATC, que le autorizó a aterrizar por la pista 07 del aeropuerto de Reus, facilitándole asimismo la información de viento: 160°/8 kt.

Tanto la aproximación a la pista, como la toma de contacto fueron totalmente normales, pero durante la posterior carrera de aterrizaje el piloto perdió el control de la aeronave, que comenzó a girar de forma brusca hacia su derecha, saliéndose de la pista por ese lado. Durante este movimiento se produjo la rotura de la pata izquierda del tren de aterrizaje principal, lo que posibilitó que impactaran contra el suelo los extremos del plano izquierdo y del timón de profundidad de ese mismo lado.

La aeronave quedó finalmente detenida en el lado derecho de la franja de la pista 07, pudiendo el piloto abandonarla por sus propios medios.

Debido a que la aeronave quedó detenida dentro de la franja de pista, que es una zona libre de obstáculos cuya finalidad es proteger a las aeronaves que circunstancialmente pudieran salirse de la pista, fue preciso suspender las operaciones en la pista del aeropuerto.



Figura 1. Fotografía de la aeronave

Este hecho afectó los despegues de dos aeronaves: un Airbus A-320 que se encontraba en el punto de espera de la pista 07, listo para iniciar un vuelo con destino Bruselas, y una aeronave de escuela que pretendía hacer tomas y despegues.

Personal del aeropuerto procedió a remolcar la aeronave para alejarla de la pista, lo que permitió recuperar la operatividad 20 minutos después del suceso.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La pata principal izquierda del tren de aterrizaje colapsó, quedando doblada hacia el centro de la aeronave.

El extremo del plano izquierdo tuvo daños de pequeña entidad causados por su impacto contra el suelo, en tanto que el timón de profundidad del lado izquierdo quedó con una gran deformación.

1.3. Información sobre el personal

El piloto, de nacionalidad andorrana, disponía de licencia de piloto privado de avión, emitida por el Reino de España inicialmente el 26/09/1994, y con validez hasta el 29/06/2014, y de las siguientes habilitaciones:

- Monomotores terrestres de pistón (SEP), válida hasta 31/03/2014.
- Multimotores terrestres de pistón (MEP), válida hasta 30/04/2014.
- Vuelo instrumental (IR), válida hasta 30/04/2014.

Asimismo, disponía de un certificado médico con validez hasta el 7/05/2014 (clase 1) y 7/05/2015 (clase 2).

Su experiencia total de vuelo alcanzaba 1.460 h, de las que 100 h las había realizado en aeronaves del tipo de la del incidente.

En el año 2008, en el entorno de la fecha en la que adquirió la aeronave, el piloto recibió 15 h de instrucción en la operación de aeronaves con patín de cola, en un centro de formación francés.

Después de ello, comenzó a volar en la aeronave del incidente, llegando a acumular más de 80 h de vuelo en la misma.

Asimismo, el piloto recibió formación de vuelo en montaña, que le permitió obtener habilitación para operar en varios altipuestos franceses situados en la zona de Los Alpes.

1.4. Información sobre la aeronave

La aeronave era del modelo A-1B (Husky) construida en el año 2008 por la compañía Sky International Ltd., con el número de serie 2441.

Está equipada con un motor Lycoming IO-360-A1D6 de cuatro cilindros opuestos de 361 in³ de cilindrada, que proporciona una potencia máxima de 168 HP a 2.700 rpm. El tren de aterrizaje es del tipo patín de cola.



Figura 2. Daños en el timón de profundidad

Su peso en vacío es de 578 kg y el máximo al despegue de 1.620 kg.

Disponía de un certificado de aeronavegabilidad emitido el 30/10/2008 en la categoría normal, así como de un certificado de revisión de la aeronavegabilidad con validez hasta el 15/09/2013.

La última revisión de mantenimiento a la que había sido sometida la aeronave se realizó el 4/04/2013, y consistió en una revisión de 100 h. La aeronave contaba en ese momento con 563 h de vuelo.

1.4. Información meteorológica

Los METAR del aeropuerto Reus emitidos entre las 16:00 h y las 18:30 h locales (14:00 y 16:30 UTC) son los siguientes:

```
121400Z 15007KT 110V200 CAVOK 29/22 Q1016=  
121430Z 16008KT 110V200 9999 FEW020 29/22 Q1016=  
121500Z 16007KT 100V220 9999 FEW020 29/21 Q1016=  
121530Z 15006KT 100V240 9999 FEW020 28/22 Q1015=  
121600Z 16007KT 110V200 9999 FEW020 28/22 Q1015=  
121630Z 19006KT 130V250 9999 FEW020 28/22 Q1015=
```

De los datos anteriores se desprende que durante el lapso de tiempo que abarcan los METAR el viento fue bastante constante en intensidad, variando entre 6 y 8 kt, y que por el contrario fue bastante variable en dirección.

Se dispone asimismo de datos más pormenorizados de viento. Concretamente de los datos medios de velocidad y dirección del viento cada 10 minutos en cada una de las dos cabeceras de pista.

Hora UTC	Temperatura	Cabecera 07		Cabecera 25	
		Velocidad	Dirección	Velocidad	Dirección
15:30	28,0	7	200	7	160
15:40	28,1	7	180	7	160
15:50	28,0	7	190	6	160
16:00	28,0	7	160	7	160
16:10	28,2	7	160	6	170
16:20	27,9	6	170	6	190

El incidente tuvo lugar en torno a las 18:00 h, que equivale a las 16:00 UTC. Como puede verse en el cuadro anterior, durante los 30 minutos anteriores al suceso, el viento se mantuvo sensiblemente constante en velocidad. Entre las 15:50 y las 16:00 UTC se aprecia una variación en la dirección del viento en la cabecera 07.

1.5. Declaración del piloto

El piloto en su declaración indicó que durante la fase final de la aproximación observó que la velocidad de la aeronave respecto del suelo era unos 10 kt superior a la velocidad respecto del aire, lo que indicaría que tenía viento en cola. Añadió que valoró la posibilidad de solicitar al controlador el cambio de la pista, pero que decidió no hacerlo y continuar con la aproximación, debido que la dirección del viento era muy cambiante y a la gran longitud de la pista del aeropuerto de Reus.

La configuración de la aeronave era de flaps a 45° y el compensador de profundidad ajustado a la velocidad de referencia para esa selección de flaps, que es de 52 kt.

La toma fue un poco brusca y la aeronave dio un pequeño bote, a consecuencia del cual se elevó la cola de la aeronave, y simultáneamente ésta comenzó a desviarse hacia la derecha.

El piloto añadió que trató de controlar el desvío de la aeronave, pero no lo consiguió, de manera que el giro continuó aumentando llegando a convertirse en un trompo que ya fue imposible controlar.

2. ANÁLISIS

Las aeronaves del tipo de patín de cola, como la del presente incidente, requieren en general técnicas de pilotaje más desarrolladas que las aeronaves con tren de aterrizaje de tipo triciclo.

La tendencia natural de estas aeronaves es aproarse al viento, lo que las hace muy sensibles al viento racheado y/o de dirección variable. Esta característica se hace más patente durante el aterrizaje, requiriendo constantes acciones sobre el timón de dirección para mantener el rumbo deseado.

El viento influye también sobre el timón de altura, pudiendo llegar a producir la elevación de la cola. Para contrarrestar este efecto y evitar que la cola se levante, el piloto debe accionar la palanca hacia atrás (encabritar), si el viento viene de cara, y hacia adelante (picar) en el caso de que el viento proceda de cola.

Por otra parte, la configuración geométrica del tren de aterrizaje de este tipo de aeronaves, con el tren principal bastante adelantado respecto del centro de gravedad, los hace muy propensos a los derrapes (trompos).

La aeronave del incidente aterrizó por la cabecera 07 del aeropuerto de Reus, cuya orientación respecto del Norte Geográfico es de 68,94°.

La información de viento de que se dispone no ofrece datos puntuales, sino valores medios, tanto en dirección como en velocidad, habidos durante periodos de 10 minutos, por lo que pueden no ser representativos del viento instantáneo existente en el momento del accidente.

Por otra parte, si se observan los Metar de las 16:00 y las 16:30 UTC, que corresponden con las 18:00 h y 18:30 h local, se aprecia que el viento fue muy variable en dirección. Entre las 17:30 h y las 18:00 h varió entre 110° y 200°, y entre las 18:00 h y las 18:30 h lo hizo entre 130° y 250°.

De ello se desprende que en el periodo comprendido entre 30 minutos antes y 30 minutos después del suceso, el viento varió tanto que incidió sobre la pista 07 desde casi totalmente en cara hasta casi totalmente de cola.

De acuerdo con la información suministrada por el piloto, al menos durante la primera parte del aterrizaje, la velocidad de la aeronave con respecto del suelo era 10 kt superior a la velocidad respecto del aire, debido a la existencia de viento de cola.

Esta situación pudo mantenerse durante el resto de la maniobra, aunque a la vista de la información meteorológica se considera más probable que el viento cambiase su dirección y en el momento en el que se produjo el contacto con la pista probablemente tendría una componente transversal, incidiendo sobre la aeronave desde su derecha.

En esta situación el viento empujaría la aeronave hacia su izquierda tendiendo a desviarla hacia ese lado. El piloto tendría que contrarrestar el efecto del viento pisando el pedal derecho (timón de dirección a la derecha) para mantener la aeronave en el rumbo de pista.

Ahora bien, en el momento en el que la aeronave contacta con la pista se produce un cambio en el efecto que el viento produce en la aeronave. La fuerza que ejerce el viento sobre la misma tendiendo a desviarla hacia su izquierda es contrarrestada por la fuerza de rozamiento generada por el tren de aterrizaje. Pero, a su vez la aparición de esta nueva fuerza de rozamiento se combina con la fuerza del viento sobre el empenaje vertical de manera que generan un par de fuerzas que tiende a producir una guiñada de la aeronave hacia su derecha.

En el incidente estudiado en este informe la aeronave se salió de pista por su derecha y, de acuerdo con las estimaciones de viento, éste debía incidir sobre la aeronave por su derecha.

En esa situación, durante la aproximación a la pista el piloto debió estar pisando el pedal derecho para compensar el viento. Si en el momento del contacto con la pista, no cambió rápidamente su acción sobre los pedales y continuó pisando el pedal derecho, la fuerza generada por la acción del piloto sobre el timón de dirección se sumó al par generado por la combinación del viento y de la fuerza de rozamiento, produciendo una fuerte guiñada a la derecha.

Si una vez que se inicia la guiñada, no hay una acción inmediata y enérgica para contrarrestarla, la configuración geométrica del tren de aterrizaje favorece que progrese rápidamente convirtiéndose en un trompo, que ya es irreversible.

3. CONCLUSIONES

El piloto tenía una amplia experiencia de vuelo en general y en aeronaves del tipo de la del accidente en particular, habiendo recibido formación adicional en operación de aeronaves con patín de cola y de vuelo en montaña, por lo que se considera que éste no ha sido un factor contribuyente en el suceso.

La aproximación y el aterrizaje en la pista 07 del aeropuerto de Reus se desarrollaron en unas condiciones de gran variabilidad en la dirección del viento, aunque probablemente en todo momento con componente de viento cruzado que incidiría sobre la aeronave desde su derecha, y durante alguna fase con componente de cola, que sin duda dificultaron el aterrizaje.

La causa del accidente fue la pérdida de control de la aeronave en el momento en que ésta contactó con la pista de vuelo, posiblemente a causa de una tardía corrección de la posición del timón de dirección.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 13 de septiembre de 2013; 16:28 h¹
Lugar	Lles de Cerdanya (Lleida)

AERONAVE

Matrícula	D-KMLA
Tipo y modelo	GLASER DIRKS DG-800B
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	No tiene
Número	—

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	61 años
Licencia	Piloto de planeador
Total horas de vuelo	2.800 h
Horas de vuelo en el tipo	32 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Maniobrando – En búsqueda de ascendencia

INFORME

Fecha de aprobación	27 de enero de 2014
---------------------	----------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El viernes 13 de septiembre de 2013 la aeronave sin motor (velero) Glaser Dirks DG-800B, con matrícula D-KLMA, despegó del aeródromo de La Cerdanya, remolcada por una aeronave, que la soltó en las inmediaciones de la localidad de Meranges (Girona) a una altitud de 2.100 m.



Figura 1. Fotografía de los restos de la aeronave (en posición invertida)

Después de ello el piloto entró en varias térmicas consiguiendo que la aeronave ascendiera hasta 2.900 m de altitud, y a continuación se dirigió hacia el Oeste llegando a las cercanías de la localidad de Lles de Cerdanya (Lleida), donde trató de localizar alguna corriente térmica que le permitiera ascender nuevamente. Dirigió la aeronave hacia una zona en la que le pareció que se daban los requisitos adecuados, pero cuando entró en ella advirtió que había una fuerte descendencia, en lugar de la ascendencia que esperaba encontrar.

La aeronave comenzó a perder altitud rápidamente y el piloto se vio forzado a picar para mantener la velocidad. Enseguida fue consciente de que se había quedado sin altura suficiente para salir del valle en el que estaba, lo que le obligaba a aterrizar en él.

Como no divisó ninguna zona lo suficientemente despejada para aterrizar, optó por dirigir el velero hacia un área en la que había dos árboles, con intención de pasar entre ellos, pero de forma que los planos chocaran contra los árboles, lo que contribuiría a reducir la velocidad.



Figura 2. Fotografía de la parte final del fuselaje

Tras el impacto contra los árboles la aeronave se precipitó contra el suelo, quedando detenida en posición invertida.

El piloto añadió que aunque las condiciones meteorológicas eran buenas: día claro, buena visibilidad, poco viento, etc.; las térmicas que había ese día se caracterizaban por ser poco estables, poco claras, estrechas, lo que hacía que el vuelo a vela fuera especialmente complicado.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

Los dos planos de la aeronave resultaron con daños importantes a causa de su impacto con los árboles.

El empenaje de cola se desprendió por la rotura de la parte final del fuselaje.

El morro de la aeronave resultó prácticamente destruido.

1.3. Información sobre el personal

El piloto, de nacionalidad española, disponía de licencia de piloto de planeador, emitida inicialmente el 15/12/1984 por la Agencia estatal de seguridad aérea (AESA), y con validez hasta el 14/06/2014.

Asimismo, disponía de un certificado médico con validez hasta el 5/11/2013 (clase 2).

Su experiencia total de vuelo era de 2.800 h, de las que 32 h las había realizado en aeronaves del tipo de la del incidente.

1.4. Información sobre la aeronave

La aeronave es un velero del modelo DG-800B construida por la compañía DG-Flugzeugbau GmbH, con el número de serie 8-296B201.

Su peso en vacío es de 344 kg y el máximo al despegue de 600 kg.

Disponía de un certificado de revisión de la aeronavegabilidad con validez hasta el 28/02/2014.

La última revisión de mantenimiento a la que había sido sometida la aeronave se realizó el 5/02/2013, y consistió en una revisión anual. La aeronave contaba en ese momento con 617:15 h de vuelo.

1.5. Información meteorológica

La situación meteorológica general en la península Ibérica estaba determinada por la presencia de un anticiclón sobre las islas Azores, con cuña sobre el Cantábrico, el suroeste de Francia y el Pirineo; y bajas presiones sobre Italia.

En la zona del Pirineo de Lleida el tiempo era poco nuboso o despejado. Temperaturas en ligero ascenso y viento flojo de componente oeste.

Las condiciones meteorológicas en la zona del accidente se han determinado a partir de las existentes en los observatorios meteorológicos cercanos, y su resumen es el siguiente:

- Viento:
 - Dirección: oeste, entre 260° y 280°.
 - Velocidad: alrededor de 11 km/h.
 - Racha máxima: entre 20 y 25 km/h de componente oeste.
- Visibilidad: muy buena en superficie.
- Nubosidad: despejado.
- Temperatura: alrededor de 25 °C.
- Humedad relativa: en torno a 40%.
- Fenómenos de tiempo significativo: no hubo precipitación, ni avisos de fenómenos adversos.

1.6. Declaración del piloto

El piloto manifestó que el viernes 13 de septiembre de 2013 despegó del aeródromo de La Cerdanya con la aeronave sin motor (velero) Glaser Dirks DG-800B, con matrícula D-KLMA, remolcada por otra aeronave, que la soltó en las inmediaciones de la localidad de Meranges (Girona) a una altitud de 2.100 m.

Después de ello entró en varias térmicas consiguiendo que la aeronave ascendiera hasta 2.900 m de altitud, y a continuación se dirigió hacia el Oeste llegando a las cercanías de la localidad de Lles de Cerdanya (Lleida), donde trató de localizar alguna corriente térmica que le permitiera ascender nuevamente.

Mientras volaba en esta zona observó que el variómetro comenzaba a indicar ascenso, lo que indicaría que estaba próximo a una corriente ascendente. Intuyó que la térmica se encontraba a su izquierda y viró a ese lado, pero en lugar de la ascendencia esperada encontró una fuerte descendencia, que cifró en 10 m/s.

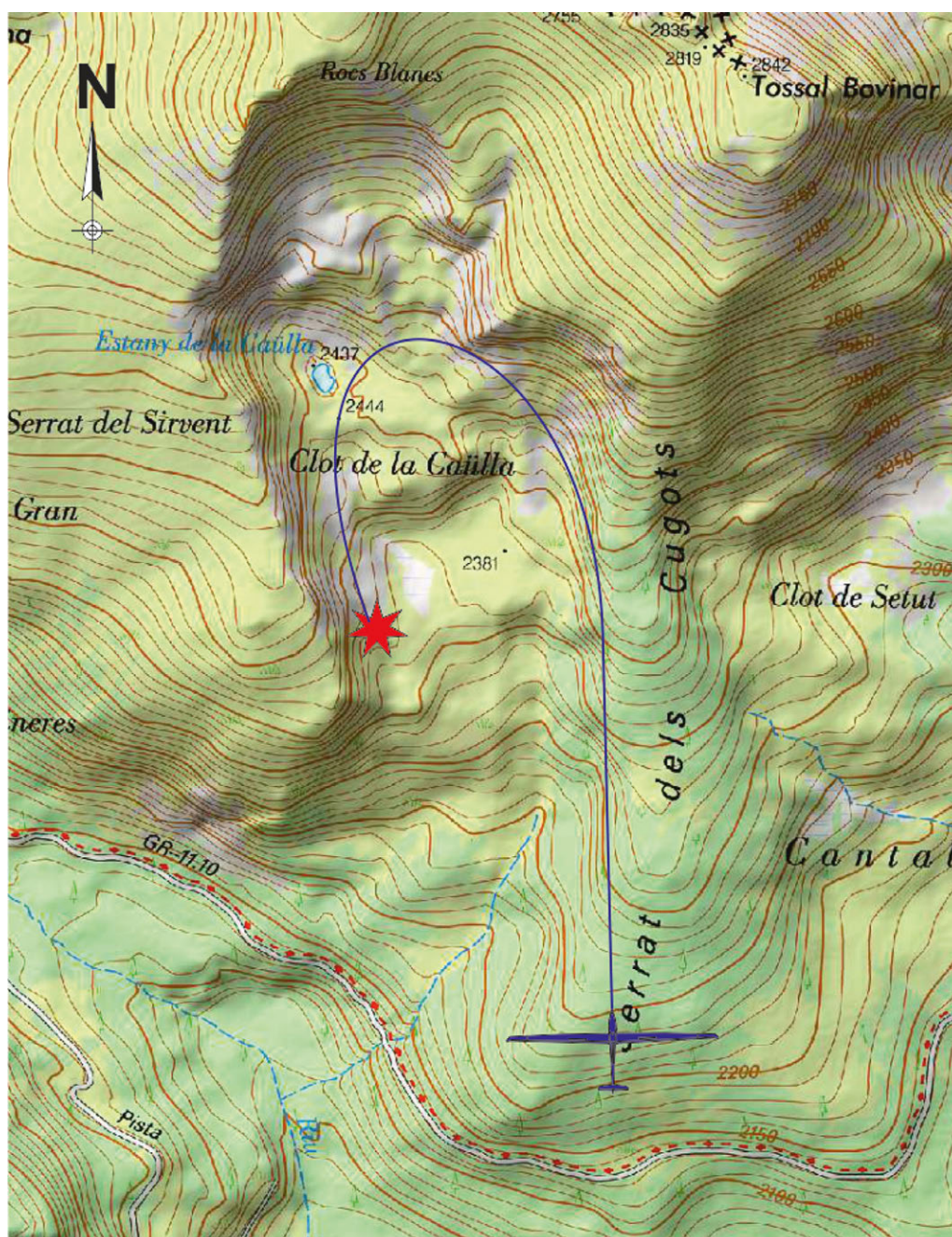


Figura 3. Mapa de la zona del accidente y posible trayectoria de la aeronave.
Cartografía: © Instituto Geográfico Nacional de España

La aeronave comenzó a perder altitud rápidamente, y el piloto se vio forzado a picar para mantener la velocidad. Enseguida fue consciente de que se había quedado sin altura suficiente para salir del valle en el que estaba, lo que le obligaba a aterrizar en él. Como no divisó ninguna zona lo suficientemente despejada para aterrizar, optó por dirigir el velero hacia un área en la que había dos árboles, con intención de pasar entre ellos, pero de forma que los planos chocaran contra los árboles, lo que contribuiría a reducir la velocidad.

2. ANÁLISIS

El accidente ocurrió en una zona denominada «Clot de la Caülla», que es un valle de pequeñas dimensiones situado en la ladera sur de la línea de montañas por cuyas cumbres discurre la frontera entre España y Andorra, y a una cota ligeramente inferior a la de las cimas. Este valle está orientado prácticamente norte-sur, y circundado por montañas en sus lados norte, oeste y este. El fondo está conformado por dos planicies. La planicie superior se encuentra a una altitud de 2.444 m, y la inferior a unos 60 m por debajo de ésta. El lado sur se abre al valle principal, que discurre en dirección noreste-suroeste, a unos 400 m por debajo (véase figura 3).

Sobre el mapa de la figura 3 se ha dibujado la posible trayectoria que siguió la aeronave durante la última fase del vuelo. Las cumbres de las montañas que hay en esta zona tienen altitudes en torno a los 2.800 m.

La aeronave habría penetrado en el valle desde el sur, posiblemente ajustándose a la ladera derecha del valle, denominada «Serrat dels Cugots», que separa el «Clot de la Caülla» del «Clot de Setut», para luego virar a la izquierda e incorporarse a la térmica.

En cuanto a la altitud que tenía la aeronave cuando encontró la descendencia, no se dispone de datos precisos para determinarla, por lo que habrá que estimarla en base a la orografía de la zona y a la altura sobre el suelo a la que suelen volar los veleros, que está entre 250 y 300 m. No obstante, no es descartable la hipótesis de que la altura que tuviera sobre el «Clot de la Caülla» fuera inferior, ya que la zona sobre la que probablemente voló antes de llegar a aquella tiene menor cota que ésta.

En base a ello, puede estimarse que la aeronave podría encontrarse en torno a 2.600 m de altitud.

Cuando la aeronave penetró en la descendencia posiblemente se encontraría a baja velocidad, virando a la izquierda y orientada hacia el noroeste, es decir, hacia la montaña. Cuando el piloto advirtió la situación tuvo que continuar virando para evitar acercarse a la ladera, a la vez que se vio obligado a picar para ganar velocidad. La conjunción de la descendencia con estas maniobras dieron como resultado una rápida e importante disminución de la altura sobre el suelo.

La situación de descendencia encontrada por el piloto no es inusual. La forma en la que reaccionó es la adecuada en estas situaciones: picar para acelerar aprovechando la altura de la aeronave y el descenso del terreno, a la vez que se maniobra para dirigirse hacia el valle principal cuyo fondo se encuentra mucho más bajo, ofreciendo por tanto más espacio y altura para continuar el vuelo.

En condiciones normales el piloto habría podido volver al valle principal, pero en este caso la orografía del fondo del valle del «Clot de la Caülla» no contribuyó a favorecer

la compleción de la maniobra iniciada por el piloto, ya que al ser básicamente plano no ofrecía la posibilidad de aprovechar el terreno descendente.

Como consecuencia de lo anterior, la disminución de la altura de la aeronave fue sumamente rápida. Tanto que el piloto llegó a la conclusión de que no tenía posibilidades de salir del valle y que, por tanto, tenía que aterrizar.

3. CONCLUSIONES

La causa probable de este accidente fue la conjunción de varias circunstancias: altura de la aeronave ligeramente inferior a la usual, una inesperada e intensa corriente descendente y la orografía del valle en el que volaba la aeronave, que produjeron una pérdida de altura tan rápida que impidió al piloto salir del valle en el que se encontraba.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-035/2011	27-09-2011	EC-CXP	Cessna 172H "Reims"	Vicinity of the Seville Airport (LEZL, .. Spain)	143
IN-002/2012	21-01-2012	EC-HCG	ATR-72-212A	San Sebastian Airport (LESO, Spain) .	159
IN-027/2012	16-07-2012	EC-HMD	Air Tractor 802	San Rafael (Ibiza, Illes Balears, Spain)	195
IN-031/2012	11-08-2012	D-EEDM	Cessna 177RG	Almeria Airport (LEAM, Spain)	209
ULM A-006/2013	20-07-2013	EC-GF8	Pipistrel Sinus 912	Vicinity of Foz (Lugo, Spain)	237

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°	Degree(s)
00 °C	Degree(s) centigrade
A/D	Airworthiness Directive
AAIB	Air Accident Investigation Branch (United Kingdom)
AC	Alternative Current
ACC	Active Clearance Control
ADC	Air Data Computer
AEMET	Spain's National Weather Service
AESA	Spain's National Aviation Safety Agency
AHRS	Attitude and heading reference system
AMT	Aviation Maintenance Technician
APU	Auxiliary Power Unit
ARC	Airworthiness Review Certificate
ATC	Air Traffic Control
ATPL(A)	Air Transport Pilot License (Airplane)
CAME	CAMO Procedures Manual
CAMO	Continuous Airworthiness Management Organization
CECOPS	Operations Coordination Center
CIAIAC	Spain's Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission
cm	Centimeter(s)
CM1	Pilot seated in the LH seat
CM2	Pilot seated in the RH seat
CPL(A)	Commercial Pilot License (Airplane)
CVR	Cockpit Voice Recorder
DC	Direct Current
DFDR	Digital Flight Data Recorder
DGAC	Civil Aviation General Directorate
EASA	European Aviation Safety Agency
EFIS	Electronic Flight Information System
FAA	Federal Aviation Administration (United States)
FC	Flight Cycle
FCU	Fuel Control Unit
FDAU	Flight Data Acquisition Unit
FDR	Flight Data Recorder
FH	Flight Hours
ft	Feet
g	Gravity acceleration
GPL	Glider Pilot License
GPU	Ground Power Unit
GRS	Galaxy Rocket System
GS	Ground Speed
h	Hour(s)
HP	Horse Power
hPa	Hectopascal(s)
IFSD	Inflight Shutdowns
IMU	Internal Measurement Unit
IPC	Illustrated Parts Catalog
IR	Instrumental Rating
ITT	Inter Turbine Temperature
JAR-FCL	Joint Aviation Regulations – Flight Crew Licenses
kg	Kilogram(s)
km	Kilometer(s)
kt	Knot(s)
LEAM	Almería Airport ICAO code (Spain)
LESO	San Sebastián Airport ICAO code (Spain)
LEVF	Villaframil Aerodrome ICAO code (Spain)

Abbreviations

LEZL	Sevilla Airport ICAO code (Spain)
LT	Local Time
m	Meter(s)
m ²	Square meter(s)
M.O.	Ministry Order
METAR	Aviation routine weather report
MOE	Maintenance Manual
MOR	Emergency Fuel Control System
MPC	Multipurpose Computer
N/A	Non affected
N1	Engine fan speed
Ng	Torque and compressor speed
NH(X)	High-pressure turbine rotation rate (engine no.)
NP(X)	Propeller rotation rate (engine no.)
NTSB	National Transportation Safety Board (USA)
P/b	Push button
P/N	Part Number
PF	Pilot Flying
PM	Pilot Monitoring
PPL(A)	Private Pilot Licence (Airplane)
PRM	Pilot Reference Manual
psi	Pounds per square inch
PTT	Communications button
QNH	Altimeter sub-scale setting to obtain elevation when on the ground
RPM	Revolutions per minute
s	Second(s)
S/N	Serial Number
SB	Service Bulletin
SDR	Service Difficulty Report
SE	South East
SIL	Service Information Letter
TAS	True Airspeed
TC	Type Certificate
TCH	Type Certificate Holder
TQ(X)	Torque supplied by the engine (engine no.)
TSB	Transportation Safety Board (Canada)
TULM	ULM Pilot
TWR	Control Tower
UTC	Universal Time Coordinated
VHF	Very High Frequency

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Tuesday, 27 September 2011; 16:44 h ¹
Site	Vicinity of the Seville Airport (LEZL) (Spain)

AIRCRAFT

Registration	EC-CXP
Type and model	CESSNA 172 H "Reims"
Operator	Aeroclub de Sevilla

Engines

Type and model	TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS TCM/RR O-300-D
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	33 years old
Licence	CPL(A)
Total flight hours	425 h
Flight hours on the type	118 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			1
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	None
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Instruction – Dual control
Phase of flight	Takeoff – Initial climb

REPORT

Date of approval	27 January 2014
------------------	-----------------

¹ All times in this report are in UTC unless otherwise specified. To obtain local time, add 2 hours to UTC.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The aircraft took off at 16:39 on a local instructional flight, departing from and arriving at the Seville Airport (LEZL). Onboard were the instructor, a student using dual controls and a third occupant. According to the instructor's account, once the aircraft was airborne and while over point Sierra (see Appendix A), at an altitude of about 1,000 ft, the engine started misfiring and losing RPMs. The instructor decided to return to the airport and informed the control tower (TWR) at LEZL. Since it was impossible to make it to the runway, the instructor decided to land at the old military base of San Pablo, in an area near the airport to the southwest (see Appendix A).

The occupants were not injured. The aircraft escaped serious damage, except for that confined to the engine.

When the engine was disassembled during an inspection conducted after the event, the number 2 cylinder rocker arm was found broken in two pieces.



Figure 1. View of the aircraft at the landing site

1.2. Personnel information

The instructor, a 33-year old Spanish national, had a JAR-FCL commercial pilot license (CPL(A)) and class 1 and 2 medical certificates, all valid and in force. He had single-engine, multi-engine and instructor ratings. He had a total experience of 425 h, 118 of them on the type.

The student, a 27-year old French national, had a student permit and a valid and in force medical certificate. He had a total of 40 flight hours, all on the type. The student was the pilot flying at the time of the incident, although the instructor took over the controls and the communications and eventually landed the airplane.

1.3. Aircraft information

1.3.1. General information

The Cessna F-172-H "Reims", serial number (S/N) 172-0367, is a single-engine, fixed high-wing and fixed tricycle gear aircraft. This aircraft is outfitted with a Teledyne Continental-Rolls Royce TCM/RR O-300-D engine, S/N 30R870 and a dual-blade McCauley propeller, model 1c172EM7653 and S/N E5042. At the time of the incident, the aircraft had 2,864 h and the engine 490 h since overhaul². According to the registration records, the aircraft had a Continental O-300-D on the date it was registered (22/11/1976).

The aircraft's registration and airworthiness certificates and other administrative records were all valid and in force.

1.3.2. Engine maintenance history

The engine was installed by a maintenance center³ (different from the one that regularly maintained the aircraft) with 2,388 h on the aircraft. The work order documented the removal of the old engine and the installation of the incident engine, which was of the same model and had been overhauled.

The engine had been overhauled at a JAR-145 authorized German maintenance center in 2004. This engine has a time between overhauls of 1,800 h or 12 years, whichever comes first. The return to service certificate after the engine's overhaul was dated 30 June 2004, and referenced that the work had been completed in accordance with the TCM Engine Manual and that all of the service bulletins had been reviewed and/or

² Complete engine inspection that leaves it in an as-new condition.

³ Authorized JAR-145 maintenance center.

implemented. No explicit entries were found indicating a replacement of the rocker arms or rocker arm bushings.

The first work order on record at the aircraft's current maintenance center⁴ was for a 100-h (and/or annual) engine check conducted in October 2006, with 17 h on the engine (though when the hours were transferred the number 35 was mistakenly written on the order⁵). The aircraft had 2,405 h. Also during this inspection the oil was changed and the cylinder compressions were checked.

On 18 August 2011 (with 481 h), repair was performed on the engine due to low compression of the numbers 2 and 4 cylinders. The return to service certificate noted the following:

"Engine repaired (cylinders 2 and 4 due to low compression).

In accordance with maintenance program PM-C172-CXP Ed.1, Rev. 0 of 20/09/2009. Numbers 2 and 4 cylinders disassembled due to low compression (exhaust valves were seized open). Cleaned soot off cylinder head and valve guides, installed new exhaust valves P/N AEC655971 and two sets of seals P/N SA200T1. Ran functional test on the ground. Engine ready for return to service".

According to the information gathered during the information, after the low compression problem in cylinders 2 and 4, neither the rocker arms nor their associated bushings were replaced in the affected cylinders. The Maintenance Manual does not establish such task. According to the maintenance center, the rocker arms were inspected visually. No damage or abnormalities were noted.

At the time of the incident, nine hours following the repairs to cylinders 2 and 4, the engine had some 490 h.

1.4. Meteorological information

Based on the information gathered during the investigation, on the day of the incident the prevailing wind was from the south, varying from 40° to 160° at a speed of 5 to 8 kt. There was good visibility on the ground, in excess of 10 km, no clouds below 1,500 m, no cumulonimbus clouds or any significant weather events. The QNH was 1,019 hPa.

1.5. Communications

According to the record of communications between the aircraft and the control tower⁶, at 16:33:06 the aircraft established contact with the control tower to report its intention

⁴ Nationally authorized maintenance center.

⁵ This 18-hour mismatch was carried until the last entry.

⁶ All communications took place in English.

to make the flight. After several exchanges while taxiing to the holding point, at 16:38:44 the controller cleared the crew to take off on runway 09, reporting a wind from 190° at 10 kt, which the crew acknowledged.

At 16:39:50 the crew informed the tower that they were reaching point Sierra, and a minute later the tower informed the crew of their assigned transponder code.

At 16:43:39 the crew once again contacted the tower to report their intentions to return to the airport due to an engine failure. The controller authorized the return to the airfield and asked if the aircraft would require any assistance on the ground, to which the crew replied that they did not know at that time.

At 16:44:59 the controller requested the aircraft's position, as he did not have it in sight. The crew reported they were 4 or 5 miles out and losing altitude slowly.

At 16:46:02 the crew of the aircraft once again contacted the control tower to report they would not be able to reach the airport and that they were looking for a site nearby. Ten seconds later, the crew reported being at 300 ft and that they would try to reach the airfield, but immediately afterwards they decided to land nearby. The controller acknowledged the information, adding that he had the aircraft in sight.

At 16:47:08 the crew reported they had landed normally and that the three occupants were all right.

Subsequent communications were those involving the exact location of the aircraft, whether or not the crew needed help and coordination of the situation between firefighters and ACC Seville. No anomalies were observed that might be relevant to the investigation.

1.6. Aerodrome information

The Seville Airport (LEZL) is located 10 km northeast of the city of Seville. It is at an elevation of 111 ft and it has one asphalt runway measuring 3362 x 45 meters in a 09/27 orientation. Appendix A shows the visual approach chart for the airport and part of the flight path taken by the aircraft.

1.7. Additional information

1.7.1. *Information on the engine and description of the rocker arms*

The O-300-D model is a carburetor design with six air-cooled opposing cylinders. The valves are located on the cylinder heads (see Figure 2).

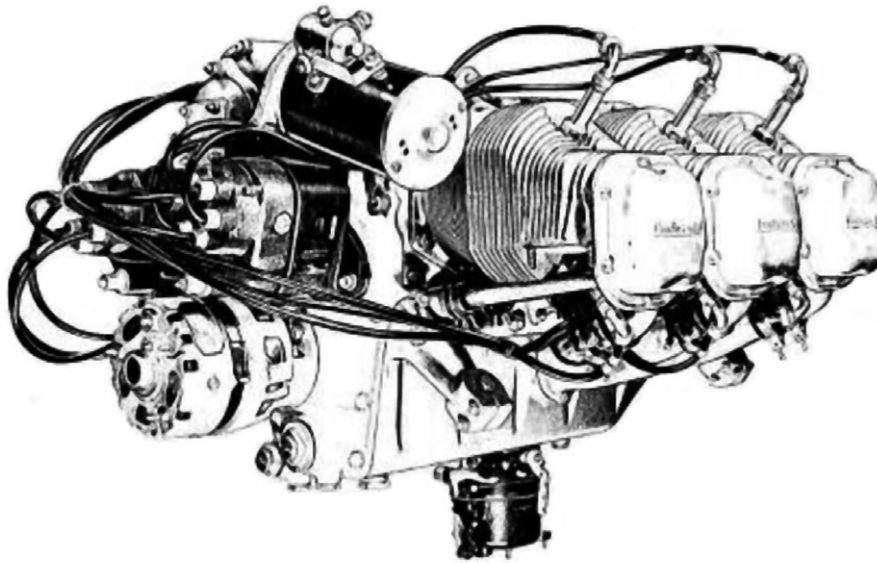


Figure 2. Right Rear View, O-300-D

Figure 2. The O-300-D engine

The rocker arm is a mechanism atop the cylinder head that pivots on a fixed point supported by a shaft. The function of the rocker arm is to push the intake and exhaust valves downward (with a part called the “pad”) to open them. This opening motion is synchronized with the engine strokes (intake, compression, power, exhaust).

The rocker arm is made to move toward the valves when a pushrod, moved by the camshaft, impacts against a part of the rocker arm called the “cup”. This entire mechanism is lubricated with oil, which travels the length of the pushrod through an internal channel to the cup on the rocker arm, lubricating the bushing internally through two orifices, and then the rotating shaft. The intake and exhaust rocker on the same cylinder share the same shaft.

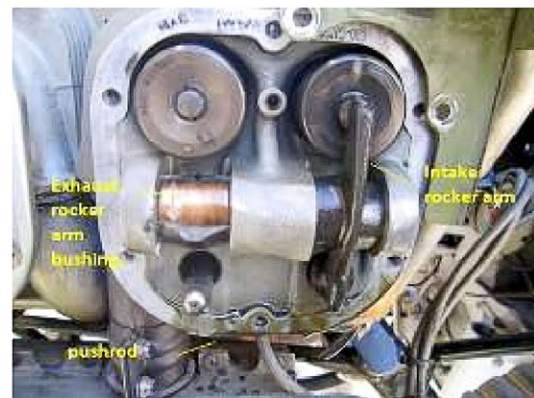
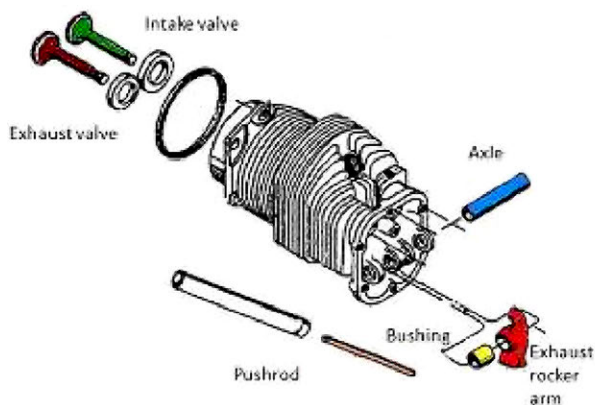


Figure 3. Simplified view of a cylinder with the rocker arm and head of the no. 2 cylinder

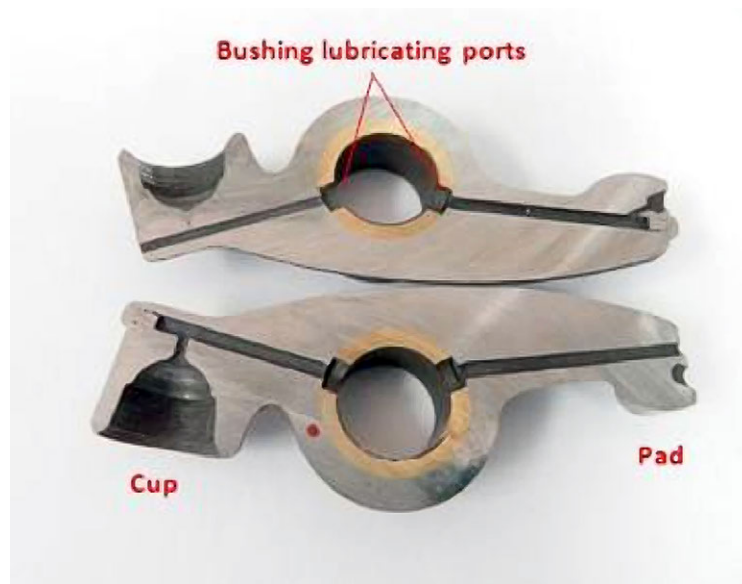


Figure 4. Cut-away view of a rocker arm showing the lubrication system

1.7.2. Inspection of the aircraft

After the incident, the aircraft was subjected to an inspection. The engine was started, revealing a loud banging noise at low RPMs. The condition of the spark plugs was checked, along with the ignition harness and the intake and exhaust ports. The engine was then disassembled. The cylinder head covers, where the valves are located, were removed and the rocker arm for the number 2 cylinder exhaust valve was found to be broken in two pieces (see Figure 5).



Figure 5. Disassembled covers on cylinders 2, 4 and 6 and condition of rocker arms



Figure 6. Rocker arms and axle from the no. 2 cylinder

Once the rocker arms on the remaining cylinders were verified to be undamaged, the inspection focused on the number 2 cylinder, which was fully disassembled. The condition of the valves, valve guides, rocker arm shaft, cylinder and piston were all checked, with no damage being noted aside from the broken rocker arm. There was oil residue and both the shafts and rocker arms seemed to be properly lubricated. The common exhaust and intake rocker arm shaft was not warped. All rocker arms had part number 35636/RR.

1.7.3. *Information from the engine manufacturer on the rocker arms*

The manufacturer's Illustrated Parts Catalog (IPC) lists the intake rocker arm as part number 639614 and the exhaust rocker arm as 639615. Based on the information provided during the investigation by the manufacturer, Continental (as the type certificate holder for Rolls Royce engines), the rocker arm with P/N 35636 was declared obsolete in 1971, replaced by P/N 639446. The drawing for this rocker arm listed the engines on which it was installed. The O-300-D was not on this list, the closest was the O-300-A. The IPC shows two different rocker arms, an intake and exhaust. The codes for each show their associated forging numbers, which are different. The exhaust arm had forging number 639446, the same as the part number that replaced the obsolete rocker arm.

The manufacturer was asked about the rocker arm's specifications and the reason for its replacement. It was also asked about the difference between the part and forging numbers, as well as how the affected parties were informed of the rocker arm replacement. The manufacturer replied that the engine was a Rolls Royce and not a Continental, meaning that Rolls Royce Limited in England was responsible for the RR O-300 type certificate⁷. The type certificate holder (TCH) on the date of the incident was

⁷ **Type certificate (TC).** Document issued by a State that defines the design of an aircraft, engine or propeller type and certifies that the design satisfies the State's relevant airworthiness requirements.

verified to be Continental, and not Rolls Royce, and the questions were postulated once more, along with a request for additional information on the traceability of the rocker arm replacement. Its technical specifications were also requested so they could be compared against those of the rocker arms tested in the laboratory. The manufacturer did not reply.

The manufacturer's maintenance documentation (whether on maintenance program or overhaul inspections or information provided by service bulletins or airworthiness directives) has no information on replacing the rocker arms during inspections. In the inspection section, the Overhaul Manual specifies that the rocker arms are to be checked for cracks, particularly around the lubrication ports. It also states to check the rocker arm for nicks, as well as its straightness and condition of the bushing. The replacement of the rocker arm bushings is not expressly indicated. Service Bulletin SB97-6, issued by the manufacturer (replacing M-87-11 Rev. 2), provided, among others, a list for identifying the parts to be replaced on all engine models during maintenance, preventive maintenance and overhaul operations. Specifically, this bulletin listed a series of components to be replaced with new ones when the engine was overhauled. The list specifically included the rocker arm bushings. This bulletin did not have a revision date, only the initial issue date (1997). The current version of this bulletin is SB97-6B, with an issue date of 2009.

1.8. Tests and research

The intake and exhaust rocker arms, the bushings and shafts were disassembled on those cylinders that had experienced low compression (nos. 2 and 4) and where the seized exhaust valves were found.

A visual inspection of the rocker arm on the no. 2 cylinder revealed it was broken, with clear fatigue and fracture zones (see Figure 7).

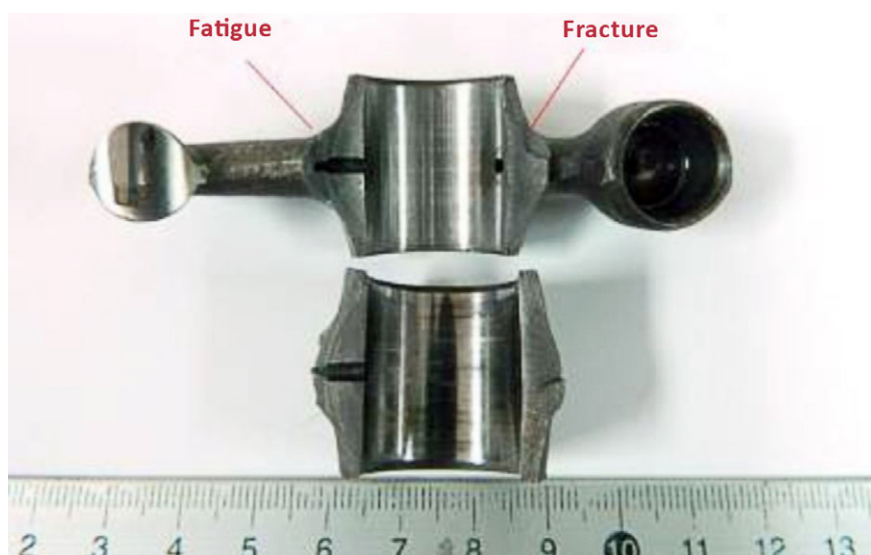


Figure 7. Fatigue and fracture zones on the damaged exhaust rocker arm

In addition, it was noted that the lubrication orifices on the bushing were not aligned with their associated channels in the rocker arm (see Figure 8).

The pad on the rocker arm had two flat spots caused by contact (see Figure 9).



Figure 8. Misalignment of the lubrication orifices



Figure 9. Flat spots on the pad of the damaged exhaust rocker arm

The rocker arm and bushing assembly on the exhaust valves of the numbers 2 and 4 cylinders of the Continental TCM-RR O-300-D engine were sent to a laboratory for analysis in order to:

- Characterize the fractures on the no. 2 cylinder exhaust rocker arm.
- Characterize the material, treatments and dimensions of these parts.
- Determine the operating conditions that could have resulted in the fractures exhibited in the two parts.
- Compare the corresponding parts on the nos. 2 and 4 cylinders, the latter of which experienced similar conditions as the former but whose rocker arm did not break.

The engine manufacturer did not supply the specifications for the parts, so the materials tested could not be compared against the manufacturer's requirements.

After analyzing and testing the parts, the laboratory concluded that:

1. Due to the chemical composition, microstructure and hardness, the samples analyzed could be made from:
 - Rocker arms: forged carbon steel, similar to ASTM A29/29M 8622 grade steel, with mixed martensitic, bainitic and ferritic structures and a hardness of approximately 300-325 HV. While these findings could not be compared against requirements or technical specifications⁸, there were no significant differences among the rocker arms analyzed.

⁸ Not supplied by the manufacturer.

- Shafts: 20NiCrMo2-2 (1.6523) s/EN 10084 carbon alloy steel, with a surface case hardening treatment present to a depth of approximately 0.43 in the sections analyzed (outer surfaces in contact with the bushing).
 - Frictionless bushings: UNS C93200 tin-lead (Sn/Pb) bronze alloy with a hardness of around 95-100 HV. No significant differences or anomalies.
2. The macro- and micromorphological features exhibited by the rocker arm with the in-service fault were characteristic of a fatigue fracture that started on the outer surface on the cup side. There were no marks or signs of corrosion or wear or microstructural anomalies inherent to the material or to the manufacturing process that could have affected or initiated the in-service fracture of the piece. There was a second crack developing on the lubrication orifice on the opposite side, that of the pad. This crack was progressing from the inner surface on the rocker arm that was in contact with the bushing.
 3. Save for some findings associated with the shafts⁹, there were no significant differences in terms of the material, treatment, dimensions or surface finish on the four rocker arms analyzed, their associated bushings or the two shafts.

2. ANALYSIS

The aircraft had taken off at 16:39 for the purpose of conducting training, departing from and arriving at the Seville Airport. Onboard were the instructor, a student using dual controls and a third occupant. Four minutes after taking off, with the aircraft at a height of about 1,000 ft and nearing point Sierra, the engine started misfiring and losing RPMs. The instructor contacted the tower to report they were returning to the airport due to engine problems. The aircraft lost altitude gradually and the instructor eventually decided to land before reaching the airfield, on the old military base of San Pedro, south of the airport. Three minutes later the occupants reported to the tower that they had landed normally and that they were all in good condition.

The subsequent inspection of the engine revealed that the rocker arm on the no. 2 cylinder exhaust valve was broken in two. According to information from the maintenance center, almost a month and a half earlier a low compression problem had been detected in the nos. 2 and 4 cylinders, whose exhaust valves had seized, requiring their replacement. All other engine components were in good condition and no other rocker arms showed any anomalies like those present on the affected rocker arm. The two rocker arms on this cylinder, which shared a common shaft, were disassembled. There was no sign of deficient lubrication. The pushrods on both rocker arms showed no apparent damage. Given the similarity exhibited in the compression problem, the

⁹ The hardness of the cores were different on the samples analyzed. There were also microstructural variations indicative of different heat treatments.

rocker arms on the no. 4 cylinder were disassembled. No evidence was found of damage to any component.

It was also noted that all the engine rocker arms had the same part number (P/N 35636/RR). According to the IPC, the P/N should be different depending on whether it is the intake rocker arm (639614) or the exhaust rocker arm (639615). Neither of these P/N matched the one in the incident aircraft. The manufacturer reported that rocker arms with P/N 35636/RR were obsolete and had been replaced by another with P/N 639446 in 1971. The usable code for the obsolete rocker arm listed the engines on which they were installed. The O-300-D model was not on the list, the closest model being the O-300-A. The manufacturer (type certificate holder for the Rolls Royce engines) was asked about how owners were informed of the change in the rocker arms used and why the decision was made to change them. The manufacturer did not reply and no information was found detailing the replacement of the rocker arms. Since only the manufacturer has this information and can undertake a more in-depth study, a safety recommendation is issued in this regard, as detailed later.

When the airplane was registered in 1976, it had a Continental O-300-D engine, which was replaced with an overhauled Continental RR O-300-D engine in 2006. The time between overhauls for this engine should have been 1,800 h or 12 years, whichever came first. When the rocker arm broke, the engine had 490 h since this overhaul.

The engine had been overhauled at a German JAR-145 maintenance center in 2004. The rocker arms had not been replaced during the overhaul, nor was this required by the manual. The maintenance center logged that the overhaul had been conducted as per the TCM Maintenance Manual and that all the service bulletins had been reviewed and/or implemented.

Service Bulletin SB97-6 (which replaced M-87-11 Rev. 2), issued by the manufacturer, provided a list to be used to identify the parts to be replaced on all engine models during maintenance, preventive maintenance and overhaul operations. Specifically, this bulletin included a list of components to be replaced by new ones when the engine was overhauled. This list included the rocker arm bushings. The documentation for the overhaul done in Germany made no explicit reference to the bushings being replaced. The current version of the service bulletin dates from 2009 and it is the only available one. The previous version has no revision date, meaning investigators could not check whether it was valid at the time of the overhaul and thus whether the bushings were required to be replaced.

During the last task carried out on the engine which had suffered the seized valves in its no. 2 cylinder, neither the rocker arms nor the bushings were replaced. This is not mentioned in the Maintenance Manual. According to the maintenance center, the bushings were inspected visually and no evidence of defects was found. Investigators could not determine if the bushings were replaced during the overhaul and whether that could have contributed to altering the stress distribution on the rocker arm.

The rocker arms on two of the cylinders were sent to a laboratory for analysis and study of their individual characteristics and for a comparison among components affected by the same problem (seized exhaust valves). No determination could be made as to whether the materials and their characteristics complied with the manufacturer's specifications as these were not provided. A comparison of some of the pieces indicated that despite some differences in composition and treatment, these were irrelevant to the different performance of the exhaust rocker arms on the nos. 2 and 4 cylinders. The rocker arm on the no. 2 cylinder exhibited a fatigue fracture that had started on the outer surface on the cup end (impact from the pushrod on the camshaft). No structural anomalies, marks or signs of corrosion or wear were found that could account for the start of the fatigue process on the component.

3. CONCLUSION

3.1. Findings

- An analysis of the information gathered during the investigation yielded the following findings:
- The aircraft had valid and in force documentation and was airworthy.
- The instructor and student had their respective license and permit as well as valid and in force medical certificates.
- Weather conditions at the time of the incident were good, with daylight and no clouds. The wind was not gusting.
- The engine had been overhauled in 2004.
- The overhauled engine was installed on the aircraft in 2006 with 17 h.
- The time between overhauls should have been 1,800 h or 12 years.
- The engine had 490 hours at the time of the incident.
- During the inspection the exhaust rocker arm on the no. 2 cylinder was found broken in two pieces.
- This cylinder had experienced low compression and its exhaust valve had seized, same as on the no. 4 cylinder.
- The rocker arms on both cylinders were disassembled. No evidence of a lack of lubrication was found.
- The remaining engine components were in good condition.
- All of the rocker arms had the same part number.
- In its IPC, the manufacturer shows the intake and exhaust rocker arms as being different, with different part numbers.
- The manufacturer reported that the incident rocker arms had been obsolete since 1971.
- The drawing of the rocker arm did not list the O-300-D engine as one that used this rocker arm.
- The manufacturer did not provide information on the reason for changing the rocker arm, on how this was communicated to owners so they could make the change or on the specifications for the parts for comparison purposes.

- The investigation has been unable to determine if the rocker arm bushings had been replaced during the overhaul or whether this could have initiated the fatigue process that developed in the rocker arm.
- The findings from the laboratory analysis concluded that there were no significant structural or compositional anomalies in either the rocker arm or the shaft that could have triggered the fatigue.

3.2. Causes

The incident took place because the rocker arm that actuates the no. 2 cylinder exhaust valve fractured, which stopped opening this valve, thus preventing the exhaust gas in the cylinder from escaping. This caused the engine to function abnormally. The crew decided to return to the airport but since they were losing altitude, they decided to make an off-field landing.

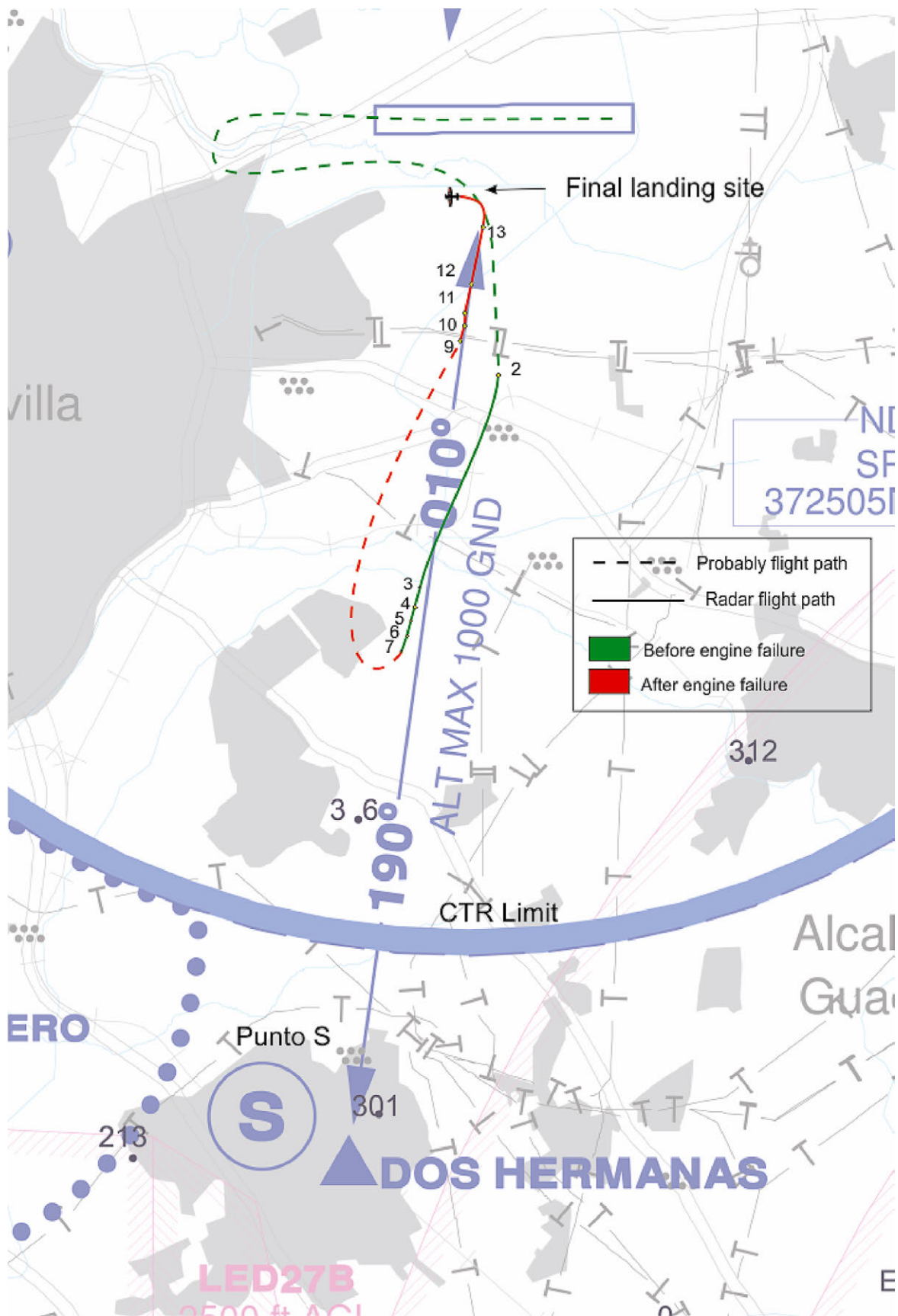
4. SAFETY RECOMMENDATIONS

As a result of the investigation, it was noted that the rocker arms still installed in the engine had been replaced in the manufacturer's documentation by another model in 1971. Neither the reasons for this substitution nor the differences between the models (in case this could have influenced the in-service failure of the rocker arm) could be determined due to a lack of information that, in this case, only the manufacturer can provide. As a result, the following safety recommendation is issued:

REC 06/14. It is recommended that Continental (type certificate holder for Rolls Royce engines) undertake a study of this case to determine the type of in-service failure that occurred and assess the need to inform the owners that could have obsolete rocker arms installed in their engines to replace them.

APPENDIX A

**Visual approach chart for the
Seville Airport with the flight path
taken by the aircraft**



DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Friday, 21 January 2012; 07:30 h ¹
Site	San Sebastian Airport (Spain)

AIRCRAFT

Registration	EC-HCG
Type and model	ATR-72-212A
Operator	Air Nostrum

Engines

Type and model	PRATT & WHITNEY PW127F
Number	2

CREW

	Captain	First officer
Age	39 years old	41 years old
Licence	ATPL(A)	ATPL(A)
Total flight hours	7,074 h	5,357 h
Flight hours on the type	5,254 h	4,791 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			4
Passengers			24
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor
Third parties	Ground Power Unit (GPU)

FLIGHT DATA

Operation	Commercial air transport – Scheduled – Domestic – Passenger
Phase of flight	Parking

REPORT

Date of approval	30 October 2013
------------------	-----------------

¹ All times in this report are local. To obtain UTC, subtract 1 hour from local time.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

An ATR-72-212A aircraft, registration EC-HCG, operated by Air Nostrum, was preparing to start flight IBE8317 to Madrid, which was scheduled to depart San Sebastian at 07:30 local time.

Once the passengers were onboard, the crew began the engine start procedure, which begins with the no. 2 (right) engine in "H" mode (with the propeller brake engaged).

The handling crew consisted of two individuals, a coordinator and an operator. The former was in visual contact with the crew, with which she communicated through the use of standard visual signals. The latter was in charge of operating the ground power unit (GPU) and its associated tow truck, and handled the disconnection of the GPU, removing the chocks and moving the GPU.

After the right engine was started, the captain signaled the coordinator to disconnect the GPU. He then initiated the start sequence for the left engine, which does not have a propeller brake. Once that engine was stable, they released the propeller brake on the right engine. The captain then signaled the coordinator to remove the chocks. She in turn relayed this order to the operator, who removed the chocks, placing them in the tow truck. As he was entering the truck to move the GPU, he heard screaming and noticed that the airplane was moving forward, its right propeller about to strike the GPU, so he quickly moved away.

Moments later the propeller struck the GPU, causing all six propeller blades to break, the detached fragments of which were projected outward, with some of them impacting the fuselage of the aircraft.

The crew stopped the engines and, after evaluating the situation, ordered the passengers to be disembarked.

1.2. Damage to aircraft

All six blades on the right propeller broke as a result of its impact with the GPU (see Figure 1). Each blade lost about 56 cm of material.

The door for the right main landing gear wheel well also impacted the GPU and was damaged.

The aircraft's fuselage is reinforced near the area of the propellers (see Figure 1) so that it can withstand an impact from material ejected by the propellers, such as chunks of ice that may be thrown outward by the blades by the action of the anti-ice system, pebbles, etc. Some of the blade fragments that detached impacted the fuselage of the aircraft, most of them striking this reinforced area and causing only small dents.

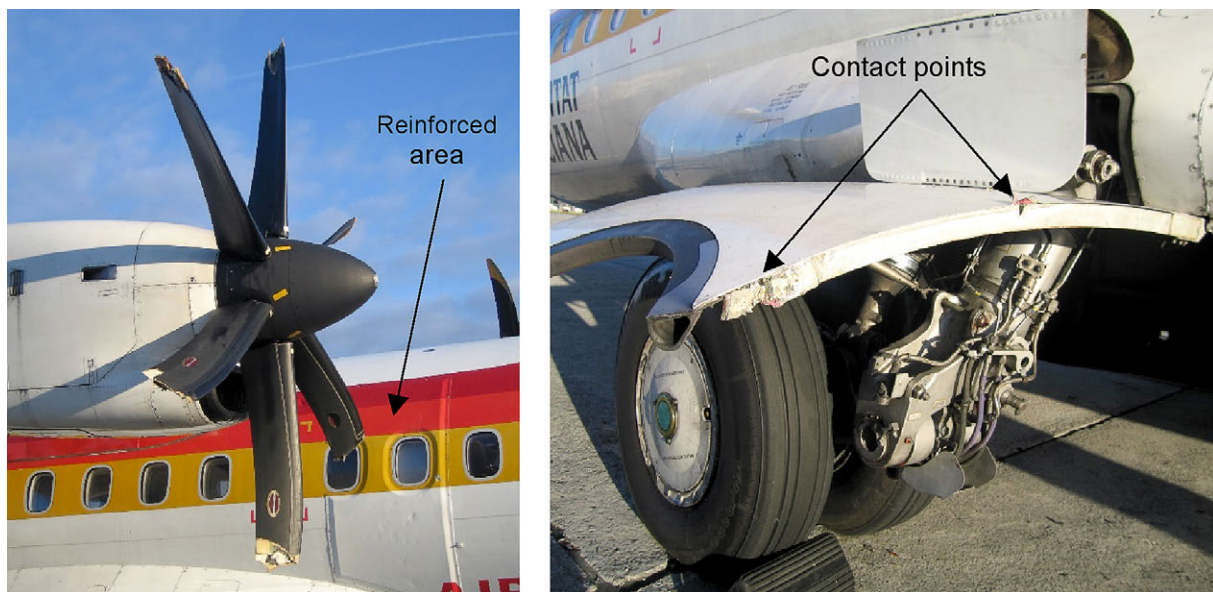


Figure 1. Photographs of the damage to the propeller and to the right main landing gear door

A stronger impact took place at the top of the fuselage, opening a crack that penetrated all the way into the passenger cabin.

1.3. Additional damage

The right propeller hit the rear of the ground power unit (GPU), causing significant damage to the cover in this area. The fire extinguisher outfitted on the GPU was located at the back right of the unit, and thus it was also struck by the propeller, as a result of which it was thrown outward to the other side of the aircraft, where it was found.



Figure 2. Photographs of the GPU. Left: impact marks on the rear of the unit. Right: Close-up of the impact marks

The left rear part of the GPU was struck and damaged by the right main landing gear door.

1.4. Personnel information

1.4.1. Captain

Age:	39 years old
Nationality:	Spanish
License:	ATPL (A), valid until 17/06/2014
Ratings:	• ATR42/72 valid until 05/10/2012 • IR valid until 05/10/2012
Class 1 medical certificate:	Valid until 22/06/2012
Total flight hours:	7,074 h
Flight hours on the aircraft type:	5,254 h
Duty time in the previous 90 days:	164:30 h
Duty time in the previous 30 days:	48:23 h
Duty time in the previous 24 h:	0:0 h
Rest prior to the flight:	58:15 h
Start of duty period:	05:45

1.4.2. First officer

Age:	41 years old
Nationality:	Spanish
License:	ATPL (A), valid until 11/11/2014
Ratings:	• ATR42/72 valid until 03/11/2012 • IR valid until 03/11/2012
Class 1 medical certificate:	Valid until 02/04/2012
Total flight hours:	5,357 h
Flight hours on the aircraft type:	4,791 h
Duty time in the previous 90 days:	193:55 h
Duty time in the previous 30 days:	61:32 h

Duty time in the previous 24 h:	0:0 h
Rest prior to the flight:	58:15 h
Start of duty period:	05:45

1.4.3. *Flight coordinator*

Age:	40 years old
Nationality:	Spanish
Category:	Coordinator
Experience:	7 years
Training received in previous 12 months:	• First-aid refresher. • Apron safety. • Rcat10 – category 10 (flight dispatch) hazardous cargo refresher. • Online airport safety course (Avsec).

1.4.4. *Handling operator*

Age:	43 years old
Nationality:	Spanish
Category:	Ramp operator
Experience:	13 years
Training received in previous 12 months:	• First-aid refresher. • Apron safety. • Airplane surface de-ice refresher • PRL mechanical vibrations

1.5. **Aircraft manufacturer**

Manufacturer:	ATR
Model:	ATR72-212A
Serial number:	580
Year of manufacture:	1999
Airworthiness review certificate:	Valid until 21/03/2012
Engines, number/manufacturer and model:	Two (2)/Pratt & Whitney, PW127F

Propellers, part number (P/N) and model: Two (2) 815500-3, 568F-1

Dry weight: 13,243 kg

Maximum takeoff weight: 22,000 kg

Dimensions:

- Wingspan: 27.05 m
- Length: 27.16 m
- Height: 7.72 m
- Wheelbase: 4.10 m

Hours: 27,230 h

Cycles: 32,608

Maintenance status:

Inspection name	Description	Frequency	Last performed			Next	Remaining
			Hours	Cycles	Date		
A-AT7	A-CHECK	500 FH	27,208	32,582	17/01/12	27,708 FH	472 FH
C-AT7	C-CHECK	5,000 FH	24,831	29,615	17/01/11	29,831 FH	2,595 FH
C2-AT7	C2-CHECK	10,000 FH	20,455	23,883	23/01/09	30,455 FH	3,219 FH
C4-AT7	C4-CHECK	20,000 FH	14,671	16,168	06/02/06	34,671 FH	7,435 FH
SC1-3000-AT7	3,000CY ²	3,000 FC	26,844	32,137	21/11/11	35,137 FC	2,525 FC
SC7-3000-AT7	12,000CY	12,000 FC	20,455	23,883	23/01/09	35,883 FC	3,271 FC
SC8-3000-AT7	6,000CY	6,000 FC	24,831	29,615	17/01/11	35,615 FC	3,003 FC
YE1-AT7	1 year	Annual	27,208	32,582	18/01/12	17/01/13	260 days
YE1-AT7	12 years	12 years	24,831	29,615	17/01/11	14/01/23	3,909 days
YE1-AT7	2 years	2 years	24,831	29,615	17/01/11	16/01/13	259 days
YE1-AT7	4 years	4 years	24,831	29,615	17/01/11	16/01/15	989 days

1.5.1. External power

The AC and DC electrical systems can be energized from ground power units that are connected to two separate external power receptacles located on the right side of the fuselage, just behind the nose wheel.

The panel for the external power receptacle (Figure 4), which is located in the right front of the fuselage (Figure 3), has a plug for connecting the interphone (headphones), shown as number 3 in Figure 4, which makes it possible for handling personnel to communicate with the crew.

² CY: Structural inspection.

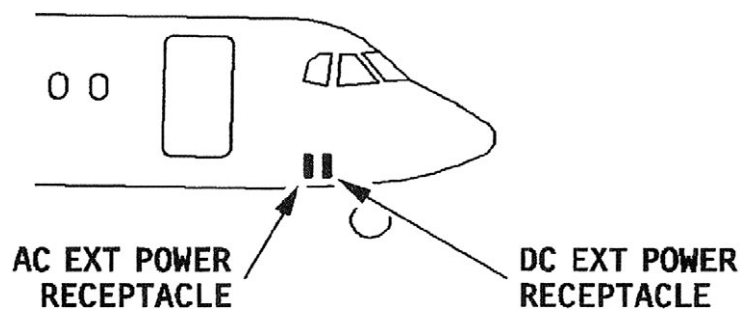


Figure 3. Location of the external power receptacles

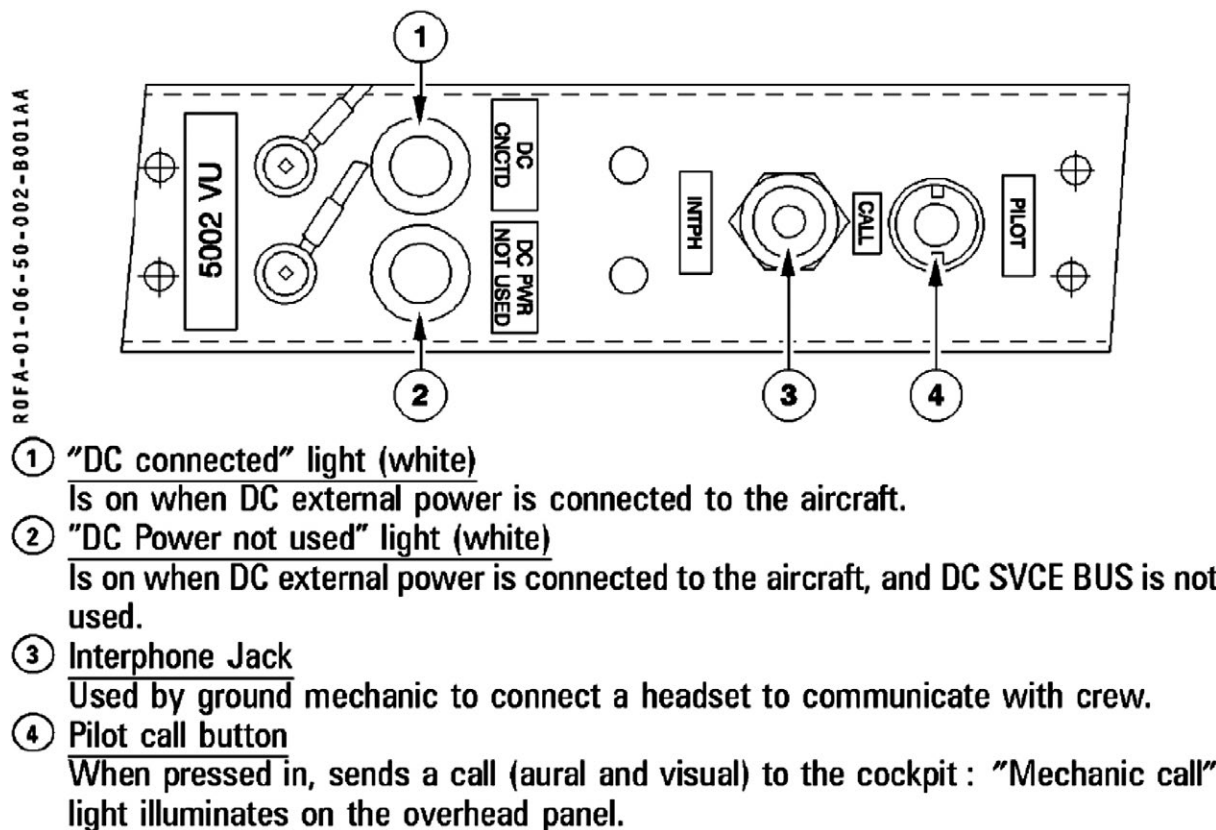


Figure 4. Description of the DC external power receptable panel

1.5.2. Wheel braking system

The four main gear wheels are outfitted with multidisc carbon brakes, each one operated by a set of five hydraulic pistons.

There are two braking methods available:

- **Normal:** controlled by the pilots' brake pedals and actuated by the green hydraulic system.

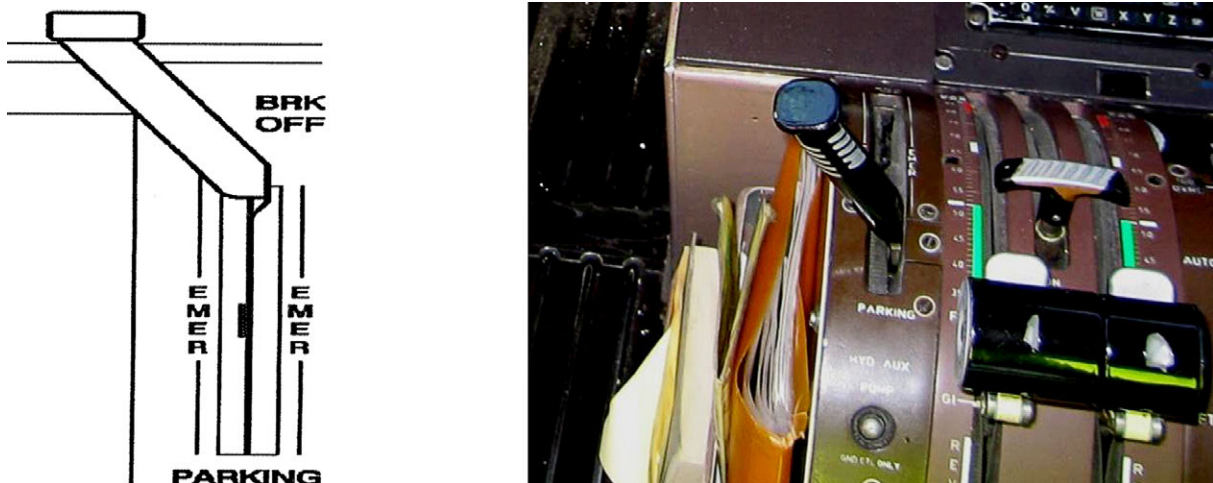


Figure 5. Photograph of the parking brake lever (right) and diagram showing its positions (left)

- **Emergency and parking:** controlled by the emergency and parking brake lever and actuated by the blue hydraulic system.

The lever has two positions:

- BRK OFF: No braking force is applied.
- PARKING: Full pressure applied to the brakes.

The amount of braking power applied between these two extremes is proportional to the length of travel between the two positions.

The system has an accumulator that ensures braking force in the absence of hydraulic pressure.

1.5.3. *Attitude and heading reference system (AHRS)*

As its name indicates, the function of this system is to supply attitude and heading data to the instruments that provide this information to the pilot.

It consists basically of an inertial measurement unit (IMU) that has three gyroscopes and three accelerometers lined up with the airplane's axes. The signals received are corrected using information from the flow valves (compass) and true airspeed (TAS) from the air data computer (ADC).

1.6. Meteorological information

The 06:00, 06:30 and 07:00 UTC METARs for the San Sebastian Airport were as follows:

210600Z 00000KT 5000 -DZ SCT008 OVC015 11/10 Q1032=

Wind calm, visibility 5,000 m, drizzle, scattered clouds at 800 ft and overcast at 1,500 ft. Temperature 11 °C, dew point 10 °C and QNH 1,032 hPa.

210630Z VRB01KT 9999 -DZ SCT008 BKN015 OVC022 11/10 Q1032=

Variable wind direction at 1 kt, visibility equal to or greater than 10 km, drizzle, scattered clouds at 800 ft, broken at 1,500 ft and overcast at 2,200 ft. Temperature 11 °C, dew point 10 °C and QNH 1,032 hPa.

210700Z VRB02KT 9999 -DZ SCT008 BKN015 OVC022 12/11 Q1032=

Variable wind direction at 2 kt, visibility equal to or greater than 10 km, drizzle, scattered clouds at 800 ft and overcast at 1,500 ft. Temperature 12 °C, dew point 11 °C and QNH 1,032 hPa.

Sunrise was at 07:34 UTC, meaning that lighting conditions at the time of the incident, along with the fact that the sky was overcast and it was raining, did not allow for good visibility.

1.7. Communications

1.7.1. Communications with ANE8317

At 07:34:01 UTC, the crew of aircraft EC-HCG established radio contact with the San Sebastian Airport control tower, identifying itself as ANE8317 and stating they were ready.

The controller replied, approving engine start-up and providing wind (240/3), temperature (11 °C) and QNH (1,032) information, which the crew correctly acknowledged.

The controller then asked the crew to confirm the runway they would use, to which they replied they preferred to use 14 if that was acceptable.

The controller authorized them to use this runway and provided the remaining clearance information: destination Madrid, PPN1B departure, initial climb to 080, squawk on 0040. This information was acknowledged by the crew.

Finally, the controller asked the crew to call back when they were ready to taxi.

This was the last exchange between the control tower and the aircraft.

1.7.2. *Communications with ANE8519*

At 08:04:43, the crew of Air Nostrum flight ANE8519, a CRJ200 aircraft from the same company and also headed to Madrid, called the air tower to request aerodrome information.

The controller replied, "Runway at your discretion, wind 240 at 4 kt, temperature 12° C and QNH 1,032 hPa".

The crew acknowledged the information and added they would be delayed since they were taking on passengers from another flight, the ATR, which was not leaving.

The controller replied that he had no news, though he thought it strange that they had not started up yet.

The crew replied that the other airplane (ANE8317) had had a small mishap and was grounded.

1.8. **Aerodrome information**

The San Sebastian Airport (LESO) is located in the municipality of Hondarribia (Guipúzcoa), 22 km away from the capital. The airport's hours of operation in the winter are from 07:30 to 21:30 local time.

It has one paved asphalt runway in a 04/22 orientation. It is 1,754 m long and 45 m wide.

It has a rectangular parking apron located west of the runway. It measures 475 m long by 65 m wide, with its long side parallel to the runway.

The apron is connected directly to the runway via three taxiways called A, B and C.

The apron is lit by lights located atop six towers located on the west side of the apron.

The incident aircraft was parked at the south end of the apron (see Figure 6), with its longitudinal axis parallel to the long side of the apron and with its nose pointing southwest.

This part of the apron does not have parking marks on the pavement.

1.9. **Flight recorders**

The aircraft was equipped with a cockpit voice recorder (CVR) and a flight data recorder (FDR). Both were recovered in good condition and with no apparent damage.

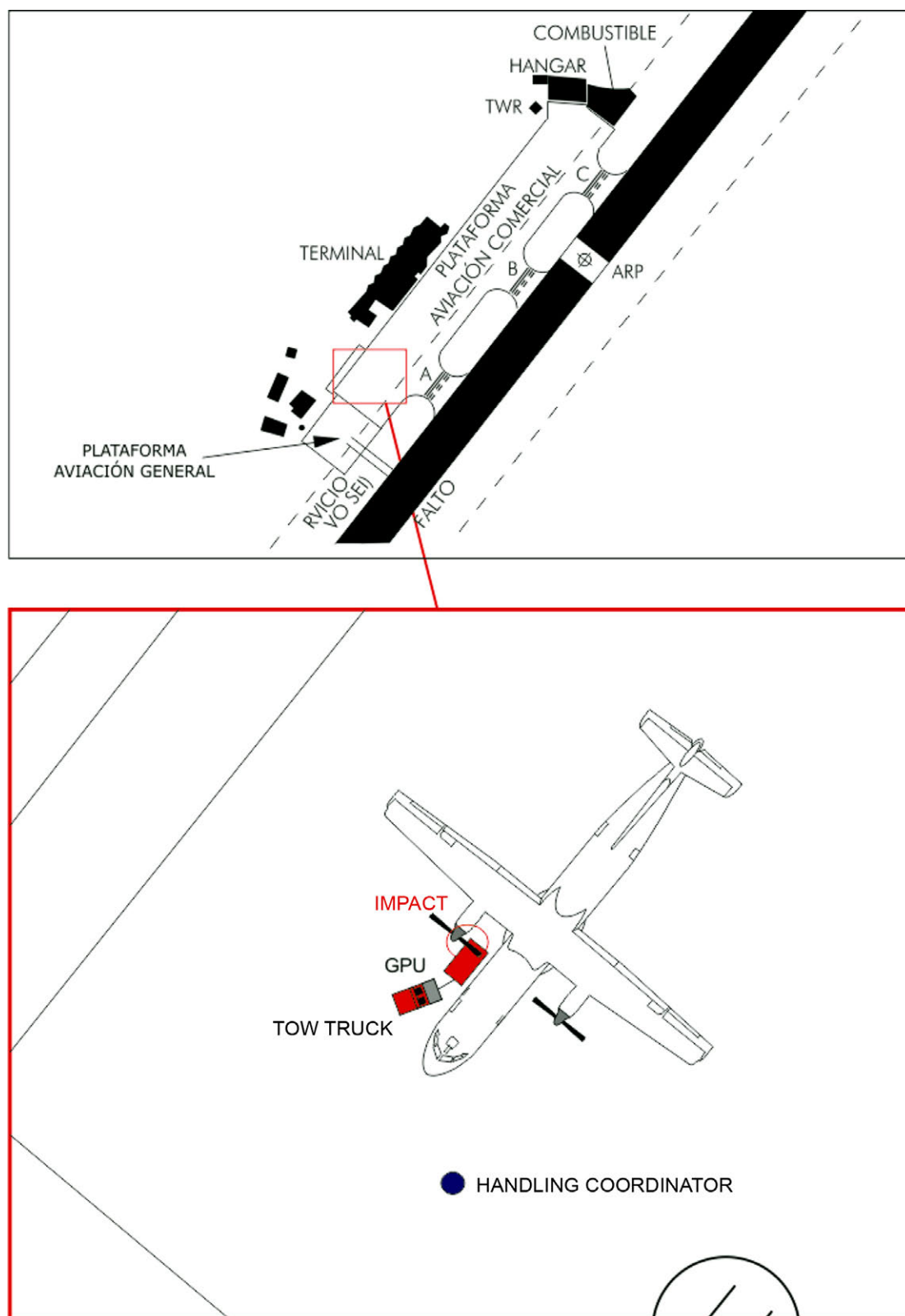


Figure 6. Portion of the San Sebastian Airport map (top) and close-up of the stand where the incident took place showing the locations of the aircraft, the GPU, the tow truck and the handling coordinator (bottom)

The CVR was an L3 Communications FA2100 model, P/N 2100-1020-02 and S/N 000547133. It was a solid-state unit with four high-quality tracks lasting 30 minutes each and two standard-quality tracks lasting two hours.

The FDR was a Fairchild F1000, a solid-state unit with P/N S800-2000-00 and S/N 02266.

The aircraft was also equipped with a flight data recording unit called multipurpose computer (MPC), which stores aircraft data primarily for use by the maintenance department.

1.9.1. *Cockpit voice recorder (CVR)*

The information on the CVR (the four high-quality tracks lasting 33 minutes and the two standard-quality tracks lasting 2 hours 4 minutes) was downloaded.

They all had information, though the most useful was that contained on channel 4, which recorded the sounds captured by the area microphone in the cockpit. This recording was very noisy and low in volume, which made it very difficult to transcribe the conversations. The sound was processed to clean it up, but even so parts of the recording were impossible to transcribe.

The data from the MPC and the CVR were synchronized using the conversations held with the airport's control tower and the discrete parameter contained on the MPC that records when the communications button (PTT) is pressed.

The first recorded exchange took place at 07:32:55 UTC and involved the two crewmembers. Although only individual words can be made out in the low quality recording, they seemed to be talking about a piece of equipment on the aircraft.

Between 07:33:15 and 07:33:59, they talked about the flight plan and flight preparations. During this interval the first officer expressed how fatigued he was at the start of the duty day.

At 07:34:01, the first officer called the control tower to report they were ready for engine start-up.

The communications with the controller lasted for 1:05 minutes, concluding at 07:35:05.

The crewmembers then talked among themselves for the next 57 s, though the exchange was unintelligible.

At 07:36:05, a knocking sound was heard, with the first officer asking what had happened four seconds later.

At 07:36:27, the buzzer on the interphone for communicating with the cabin crew went off. The call was answered by the captain, who told the flight attendant that everything was alright and that they would talk later.

At 07:38:54, the captain reported they were deplaning. At 07:39:00, handling personnel confirmed they had struck the GPU. At 07:43:59, the cabin crew reported that the passengers had all been disembarked.

The CVR recording ended at 07:44:05.

1.9.2. *Flight data recorder (FDR)*

The unit was downloaded at the CIAIAC laboratory.

The file size obtained was typical for this type of recorder. The data were subsequently converted into engineering units.

When the information was analyzed, the final part was noted not to correspond to the date or time of the event, but was instead from 19 January, that is, two days earlier. The coordinates were checked and verified to match those for the airport where the aircraft had been at that day and time, as per the scheduling information provided by the airline.

Additional checks were then made and other hardware and software used to download the data again. The result was the same, with the final data recorded being from 19 January.

This led investigators to conclude that the flight data recorder had stopped working on 19 January, meaning there were no data from the event. The aircraft continued flying without the crew identifying any problems with the flight data recorder, since no warnings were triggered in the cockpit. In fact, prior to the incident flight the aircraft had made a total of 12 flights for which there was no information on the recorder.

The unit was sent to the manufacturer, L3 Communications, for inspection.

The check made by the manufacturer confirmed that the failure of the FDR to record data was due to a fault of a portion of the solid-state memory. There was also no information being sent on the data bus.

Whenever recording faults like those present in the FDR's solid-state memory are present, the FDR itself sends a signal to warn of the malfunction that turns on a caution light in the cockpit. This light also turns on if the electricity to the FDR is interrupted or cut off. This STATUS SYST caution light is shown in Figure 7.

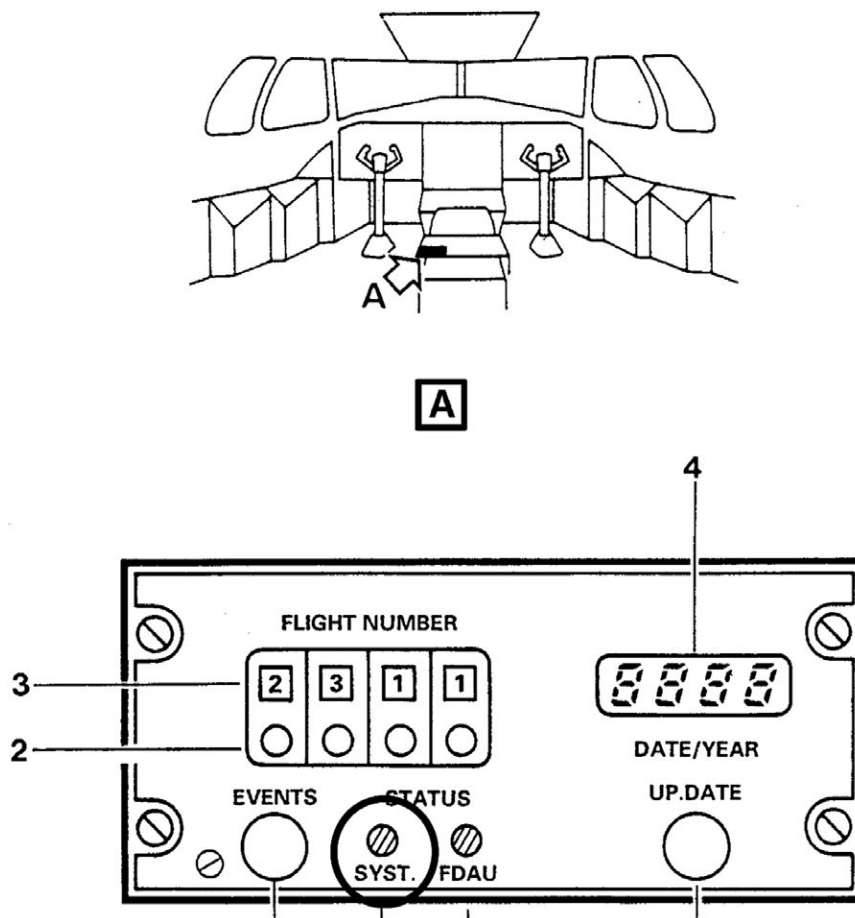


Figure 7. Data Entry Panel

The circuit that issues the signal to this caution light was not checked for proper operation during the inspection conducted by the recorder's manufacturer.

The flight crew did not report seeing this light energized in the cockpit. The checks made in the airplane revealed that the STATUS SYST light was not burned out, since when another recorder was installed, the light turned on when the FDR was deenergized, as expected.

Various checks were then carried out:

- First, another FDR with the same part number was installed on the incident aircraft, and the MPC was replaced. No system status lights came on and the information was confirmed to have been correctly recorded on the FDR.
- The MPC in use in the aircraft on the day of the incident was then installed and the data verified to have recorded properly with no caution lights.
- Once the manufacturer confirmed the fault in the FDR's memory, the FDR was once again installed on the incident aircraft. Investigators confirmed that the STATUS SYST remained off even though the FDR indeed was not recording any information.



Figure 8. Aircraft pedestal

- Finally, with the FDR still installed on the incident aircraft, it was confirmed that opening the FDR feeder breaker caused the STATUS SYST light to turn on in the panel in the cockpit.

The initial hypothesis considered as to the reason why the FDR fault caution did not activate was that it involved a fault in the system within the FDR itself that generates this caution, such that no fault indication was produced.

So as to check whether the FDR was correctly generating a fault signal, it was installed on a similar aircraft, where the STATUS SYST light did turn on to indicate a problem with the data recorder. This indicated that the FDR was correctly generating a fault signal.

During the investigation into the FDR, the operator was in the process of returning the aircraft to the manufacturer following the decision made earlier not to renew the lease contract. This process required that repairs and modifications be made to the aircraft, along with checks to ensure the adequacy of the actions taken. This included a check of the operation of the recorder and the aircraft's monitoring system. This check was carried out as specified in a procedure included in the maintenance manual. The check was conducted using another recorder installed in the aircraft, the result of which was satisfactory.

1.9.2.1. Procedures for checking the FDR system

The manufacturer confirmed that the cockpit preparation checklists require performing a check to ensure the proper operation of the flight recorders at least prior to the first flight of the day. The checklist provided by ATR was as follows:

– CVR AND DFDR TESTS.....PERFORM***CVR and DFDR test on GPU:***

Press on the RCDR PB (on the RCDR panel) and check ON light is illuminated.
 CVR: when pushing on the CVR TEST PB, the CVR pointer has to be in the green arc.

DFDR: the status SYST light (on the FDEP or RCDR panel) has to be extinguished.

Note: it can take over 1 minute to be extinguished after aircraft power up.

Press on the RESET PB (on the RCDR panel) and check ON light is extinguished.

The status SYST light (on the FDEP or RCDR panel) has to be illuminated.

Note: it can take over 1 minute to be illuminated after RESET PB action.

This test evaluates two different aspects of the system:

- Whether the FDR is working correctly, in which case the STATUS SYST light would turn off after pressing RCDR.
- Also checked is the monitoring system, which is responsible for transmitting the fault signal generated by the FDR when the conditions for doing so exist. If this system works properly, the STATUS SYST light should go out once the RESET button is pressed.

As for the operator's checklists, these were as follows:

COCKPIT VOICE RECORDER TEST

- Can be performed with GPU only, by depressing the RCDR p/b on the pedestal.
- Check ON blue light illuminates on the p/b.
- Depress the TEST p/b. Check the needle in the green arc.
- Stop the CVR by depressing RESET p/b on the pedestal.

FLIGHT RECORDER.....SET

Check FDAU time base, adjust if necessary

Enter flight number on the data entry panel (numbers between 0000 and 7999 only)

A comparison of the manufacturer's and operator's checklists shows that the parts involving the FDR are different, mainly in that the latter do not include a check of the proper operation of the flight data recorder or the monitoring system.

1.9.3. MPC

This unit stores flight data information on a memory card that was recovered at the time of the incident. The information contained on it was obtained with the help of the aircraft manufacturer.

The data for the 5-minute period from 07:34:00 to 07:39:00 were studied, in particular the data on the longitudinal acceleration and that associated with the following engine parameters:

- NH(X): high-pressure turbine rotation rate (engine no.)
- NP(X): propeller rotation rate (engine no.)
- TQ(X): torque supplied by the engine (engine no.)

The table below shows the values for these parameters at various critical moments during the incident:

Time	NH1 (%)	NP1 (%)	TQ1 (%)	NH2 (%)	NP2 (%)	TQ2 (%)	Long. g's
7:34:00	0	0	0	65.00	0	0	0.0031
7:34:16	0	0	0	65.00	26.00	22.50	0.0010
7:34:53	33.00	0	0	75.00	70.50	60.00	0.0010
7:35:25	76.00	62.50	72.50	76.00	70.75	57.50	0.0031
7:35:57	75.00	70.75	62.50	76.00	70.75	57.50	-0.0092
7:36:03	75.00	70.75	62.50	76.00	64.50	120.00	-0.0214
7:36:05	75.00	70.75	62.50	78.00	64.00	95.00	0.3957
7:36:06	75.00	70.75	62.50	76.00	70.75	60.00	-0.0987
7:37:33	75.00	68.75	65.00	68.00	37.75	82.50	-0.0010
7:37:37	66.00	0	0	65.00	0	0	0.0010
7:38:09	0	0	0	65.00	0	0	0.0010

As the table shows, by 07:34:00 the no. 2 (right) engine was already running.

At 07:34:16, rotation data on the no. 2 engine propeller started coming in, followed by the data on the torque supplied by this engine.

The no. 1 engine started turning at 07:34:53.

By 07:35:25, the parameters for both engines may be regarded as stable.

At 07:35:57 the aircraft started moving on a heading of 222° at a ground speed (GS) of 0.5 kt.

At 07:36:03 a high torque value was recorded for the no. 2 engine (120%). At the same time there was a decrease in that propeller's rotation rate from 70.75% to 64.50%.

At 07:36:05, the longitudinal acceleration, which until then had been on the order of thousandths of a g, recorded a relatively high value for one second, 0.3957 g's. At that same instant a knocking sound can be heard on the CVR recording.

The values for the no. 2 engine propeller rotation rate and for the torque supplied by that engine returned to normal at 07:36:06.

At 07:36:07, the aircraft stopped on a heading of 224°.

After 07:37:37, both propellers stopped and the torque being supplied by both engines was zero.

The no. 1 engine stopped at 07:38:09, at which time the no. 2 engine's rotation rate was at 65%. Its corresponding propeller had stopped.

This unit also recorded the times when communications were made on the VHF frequencies. These data were used to synchronize the times in the airplane and the control tower, the conclusion being that the clock on the airplane was 5 seconds slower than the one in the control tower.

The position of the parking brake is not recorded on this aircraft.

1.9.4. *Airport security cameras*

The event was recorded by one of the cameras that cover the parking apron at the San Sebastian Airport.

Despite this camera's distance from the aircraft and the adverse visibility conditions, investigators were able to determine the exact times at which the aircraft started and stopped moving, enabling them to conclude that the aircraft was in motion for a total of ten seconds.

The information recorded on the MPC revealed that the propeller impacted the GPU at 07:36:03 and that the aircraft stopped 2 seconds later, possibly when the right main landing gear door struck the unit. The aircraft had started moving at 07:35:57.

1.10. Organizational and management information

1.10.1. *Operations Manuals*

1.10.1.1. Applicability of the normal procedures

In its B Operations Manual (PRM, Pilot Reference Manual), the operator devotes several points to the application of the airplane's normal procedures in an effort to standardize their use as an essential part of operations.

A checklist is always preceded by a procedure in every phase of flight considered. All pilots must know which items of the checklist are his responsibility and which are

performed by the other pilot, with each pilot monitoring the other. Before each flight, the CM2 (or maintenance personnel if present) must conduct a walkaround check, the first step of which is to check the pressure in the parking brake accumulator. Before the day's first flight the following lists must also be completed: safety inspection, cockpit preparation and before start.

The procedures are carried out on the ground as requested by the CM1³ or if a specific event occurs (e.g., start-up clearance).

The manual contains a table based on the execution sequence that shows that the Safety Inspection checklist is of the "read and do" type, while the Cockpit Preparation and Before Start lists are two-way lists (challenge and reply).

Before reading any challenge and reply checklist, each step of the procedure must be completed first. The checklist then confirms that all of the steps in the procedure were properly completed.

The challenge and reply must always be performed such that the other crewmember can listen to the list without interfering with ATC communications.

The PRM underscores the importance of the monitoring and cross-checks between crew members, which are intended to achieve three important functions:

- Keep the crew's attention focused on the airplane's current condition.
- Help the crewmembers catch their own mistakes.
- Aid in the detection of conditions that could lead to an unsafe situation.

The manual likewise warns that interruptions and distractions are the main source of crew error by making them vulnerable to forgetting to execute steps in the procedures. Well established procedures and habits are the main barrier to this type of error.

Flight monitoring is achieved through cross-checks and standardized call outs, as well as through the use of standard checklists and procedures. The proper use of the lists ensures that important actions are not omitted. Adhering to procedures ensures that each crewmember knows what is expected of him and what to expect from the other crewmember. The call outs help to keep each crewmember informed of changes to systems and to the airplane's configuration. The captain, as the leader of the crew, is responsible for generating a work environment where the principles of monitoring and cross-checks are constantly enforced so that if an emergency or abnormal condition occurs, the crew will continue applying these same techniques in a normal fashion.

The table below shows the workload in the cockpit for a standard flight until the taxi procedure.

³ CM1 refers to the pilot seated in the LH seat. CM2 is the pilot in the RH seat. PF (pilot flying) and PM (pilot monitoring) refer to the piloting functions, with the PF being the one who handles the airplane's controls and the PM the one who actively monitors the PF's actions and helps the PF as needed.

Flight event	Procedure	Checklist	Ordered by:	Done/read by:
Arrival at flight dispatch	Flight preparation procedure		CM1/CM2	CM1/CM2
On entering airplane	Safety inspection procedure			CM2
Full safety inspection	Walkaround			CM2
Takeoff data received		Cockpit preparation checklist	CM1	CM2
Start-up clearance received and doors closed	Before start procedure		CM1	CM1/CM2
Before start procedure complete		Before start checklist	CM1	CM2
Engines running		After start checklist	CM1	CM2
Taxi (off ramp)	Taxi procedure		CM1	CM1/CM2
Taxi procedure complete		Taxi checklist	CM1	CM2

1.10.1.2. Normal lists

Item 11 in the Cockpit Preparation checklist includes a check of the status of the parking brake.

COCKPIT PREPARATION	
+ COCKPIT DOOR LOCKING SYS	CHECK & OFF
+ ADC SW	SET TO ADEQUATE ADC
BAT	ON
MFC	AUTOTEST
CBs	CHECK
+ GEAR PINS	3 STOWED
+ EMERGENCY EQUIPMENT (*2)	CHECK
EXTERNAL LIGHTS	AS REQD
CABIN SIGNS / EMER. LTs	ON / ARMED
OVERHEAD PANEL	SCAN, WHITE LTs OFF
PARKING BRAKE	SET / CHECK PRESS.
FLIGHT RECORDER	SET
ENGINE & FIRE TEST	PERFORMED
+ TRIMS	CHECK
+ PEDESTAL	SCAN
+ ENGINE PANEL	CHECK
+ LATERAL PANELS	CHECK
+ OXYGEN MASKS	TEST
EFIS / RDR / NAV	TEST / STBY / SET
MEMO PANEL	CHECK
LANDING ELEVATION	SET
FUEL QTY & BALANCE / USED	CHECK / RESET
CAP	CHECK, NORMAL
SAFETY BRIEFING	COMPLETE
TAKE-OFF DATA BUGS	SET
+ APM TEST	PERFORMED
APM / TAKE-OFF WEIGHT	ON / SET
TRIMS	SET FOR TAKE-OFF
ALTIMETERS	SET & X-CHECKED
STEERING (*3)	AS REQD
—COCKPIT PREPARATION CHECKLIST COMPLETED—	

Chapter 1.1.3 of the PRM provides additional information on the checklist items, indicating that the actions associated with this item in the procedure are:

PARKING BRAKE SET / CHECK PRESS

Check BRAKE ACCU pressure (min. 1,600 PSI).

Use the HYD AUX PUMP is necessary.

Place the lever in the PARKING position.

There are no further references to the parking brake lever until the normal Taxi checklist, where the procedure specifies to release the brakes and check their normal and emergency operation. As item 1.2.1.G in this same manual states, this list should not be performed until the airplane is clear of any congested maneuvering areas.

1.10.1.3. Communications with personnel on the ground

The PRM states that engine start-up must always be performed with assistance from personnel on the ground (except for the start-up of the no. 1 engine during taxi) and that, if possible, communications are to be established with said personnel through the interphone.

In this same manual the start-up sequence includes a note stating that engine start-up is to be performed with headphones on so as to have permanent, two-way communications with personnel on the ground (except for the start-up of the no. 1 engine when taxiing on a single engine).

1.10.2. *Handling Manuals*

The handling company for Air Nostrum aircraft at the San Sebastian Airport was Iberia.

Iberia's Human Resources/Training Department has a document called "Airplane departures for coordinators" that details the procedures for departing airplanes.

Point 2.4 in this document, devoted specifically to "connecting headphones to the airplane", does not contain specific instructions on the obligation/recommendation to use the headphones and basically limits itself to indicating where the headphone jacks are on the various aircraft types included in the document, which are:

- A320 family.
- Boeing family (narrow body).
- MD family.
- A340 family.
- Boeing family (wide body).

No mention was found in this document of ATR-type aircraft.

The instructions for airplanes departing from remote stands with a GPU are given in a dedicated section that states to pull the interphone plug from the jack once the chocks, if installed, are removed.

In terms of the instructions or procedures to be used in the event of an incident during the departure of the aircraft, no such indications were found in this manual.

1.11. Additional information

1.11.1. *Statements*

1.11.1.1. Captain

He arrived at the airport office before 06:45 since the check-in time was stipulated as 45 minutes before the flight.

On the day of the event it was raining. The aircraft was not at its usual parking stand, being located instead in the south part of the apron, which does not have good lighting and which had a lighting blind spot.

The two pilots knew each other well since they had flown many times together. They always held a briefing with the flight attendants before the flight, though if there were no departures from normal operations then nothing was said since, by virtue of being a small base, all of the crews knew each other and flew together regularly.

He stated that they never wore headphones during operations at the San Sebastian Airport. Similarly, they did not typically wear them at other airports, like Melilla, but did normally wear them at Madrid-Barajas.

Once onboard the aircraft they received an EFIS COMP indication. The first officer focused on resolving the problem.

They had problems due to the time involved in resolving the EFIS problem in the cockpit, as well as due to the presence of an armed Civil Guard and a company employee who was traveling as an extra crewmember, all of which required verifying personal documentation, asking for stamped service orders, etc.

When preparing the cockpit they did not read the relevant checklists (Cockpit Preparation and Before Start), doing them from memory instead to save time.

Communications with the coordinator were typically handled through the com hatch, which they also used to exchange all the documentation.

He stated that they started the engines and checked them for proper operation using a sequence he qualified as routine. He recalled it was 07:30 local time, since there are restrictions at the airport if they start taxiing before that time.

Afterwards he ordered the chocks to be removed. The initial problem was solved. They were still waiting for the affected instrument to finish aligning, so both crewmembers waited while they watched the first officer's instruments. He stated that the airplane braked better with the parking brake than with the pedals, which is why he used it. The aircraft did not have a lot of inertia.

He heard a noise that was not very loud that sounded as if the wheel had caught on and run over something. He set the parking brake, noting it had been in the BRK OFF position. He was not aware of the extent of the incident until he heard the coordinator yelling through the com hatch.

He contacted the flight attendants and informed the passengers of the incident. They were disembarked normally. The passengers did not seem to be nervous.

When he assessed the situation he saw that the GPU was about 20-30 cm away from the airplane and the blades were broken.

After contacting the Fleet Manager, the operator sent them on a ferry flight to Madrid to continue their rotation to Melilla. The company asked him to submit a report.

When describing the procedure, he noted that the engines are started in "H"⁴ mode. Once the right engine is running and acting as an auxiliary power unit, the pilot instructs that the GPU be removed.

They were carrying little weight on this flight and he had the throttle at idle the whole time. He noted that with a low weight the airplane has traction even at that power so that if the airplane moved due to the parking brake not being set, it would run up against the chocks, making it very hard to remove them.

The parking brake worked correctly. He thought that he may have inadvertently released it and not realized it when asking that the chocks be removed. He was seated properly with his feet on the pedals, but he never actually actuated them.

He described it as a situation involving an exceptionally heavy workload. The airplane moved very slowly, as if not accelerating, meaning they did not feel the movement since they were looking inside the cockpit.

⁴ In mode H the propeller is not engaged with the engine, which is used as an Auxiliary Power Unit to provide electricity and air pressure.

He regarded the non-use of headphones as having a large effect on the incident since it hampered communications with ground personnel.

He said that they usually read the checklists as a matter of routine even if they know them from memory.

They were in a hurry. He stated that he could have delayed the flight but that company codes for justifying a delay for an extra crewmember and a weapon onboard do not exist.

He stated that time is always taken into consideration since their daily operations are complicated by factors such as short layovers, assignment of remote parking stands, ATC problems, etc.

The start-up procedure is usually performed by the captain, though occasionally he can delegate this task to the first officer.

1.11.1.2. First officer

The preparation workflow in the cockpit was normal until he detected the fault indicated by an EFIS COMP warning that the AHRS (Attitude and Heading Reference System) was not aligning properly. He then concentrated on correcting this fault while the captain commenced the engine start procedure.

Prior to this there had been two interruptions in the cockpit from the body guard of a passenger and a company stewardess traveling as an extra crew with her family.

He noted that the use of headphones by handling personnel was inconsistent. At the four airports where they usually operated, they used the headphones in Madrid and Malaga and never in San Sebastian and Melilla.

He was unaware of the captain's actions during engine start-up as he was focused on correcting the malfunction. He did not consult the QRH for the EFIS COMP fault since the procedure had a memory item that involves identifying the defective instrument and slaving it to the other.

He thought that the AHRS problem fixed itself when the engine was started, at which time he felt the airplane moving. He was looking inside the cockpit, searching for a plate. He looked up and saw the coordinator trying to get their attention. He yelled out (watch out, watch out!), to which the captain reacted by setting the parking brake. He had felt the airplane move forward but could not estimate how far or how fast it had gone.

He heard a clanking noise that he initially associated with the intermittent braking sensation felt when the antiskid system is active. He then saw that the two condition levers were in AUTO, but did not hear any warnings in the cockpit after the event. He was not aware of having impacted anything and it was the coordinator who informed them of the damage.

They stopped the airplane and disembarked normally. He thought the passengers did not even notice the incident and that nobody was seating near the affected engine. Everything was normal in the airport and he did not recall any unusual activity in the cockpit.

Under normal conditions the captain starts up the engines while the first officer monitors with a series of callouts. He can also delegate the task to the first officer. He also stated that occasionally, the PF starts the engines and the PM prepares the cockpit, at the captain's discretion.

He explained that the no. 2 engine is normally started first in H mode, unless there is a tailwind or the ground crew is in the right baggage hold. The instruction is then given to disconnect the GPU, the no. 2 propeller is engaged and finally the no. 1 engine is started.

The first officer prepares the cockpit and then they read the checklist. He did not recall whether the parking brake was set or not, but he completed his normal scan without noticing anything out of the ordinary.

The chocks off request can be made just before they start taxiing by whoever does the engine start-up.

The pilot who had last flown the airplane the day before told him that he clearly remembered leaving the parking brake set. The action of setting the parking brake after the final stop seems to be procedural, meaning this action is done mechanically.

He stated that he flies over 800 hours/year and borders on the maximum duty time allowed by law.

The refresher courses do not consider the actions to take after an incident/accident. They only train up to the evacuation phase. He did state, however, that there is a guide in the manuals on what actions to take depending on the damage observed.

1.11.1.3. Flight coordinator

Once the passengers boarded she headed to the front of the plane to guide it out.

She indicated that communications with the crew were handled like they always were: visually through the use of standard signals. This requires that she stand a few meters in front of the aircraft. She added that they always do it this way with propeller aircraft,

such as the ATR. However, with other aircraft like the CRJ or Airbus A319, which they service at the San Sebastian Airport, communications are handled through the use of headphones.

When asked about the reason for not using headphones with the ATR, she said that she thought they could not be used since she had been taught to do it that way and had never seen anyone connect the headphones.

As for when the GPU is connected to the aircraft, she stated that the unit is connected when the airplane arrives the night before and is left connected all night, since it might be needed for maintenance operations.

The start-up procedure always begins with the no. 2 engine and that day was no exception. Once the engine was running, the captain signaled her to remove the GPU, which she relayed to the operator, who went to the junction box where the GPU is plugged in, disconnected the cable, picked it up and left it on the GPU.

In the meantime the crew had started the no. 1 engine, after which the captain gave the chocks off signal, which she relayed to the operator, who went to the nose wheel, removed the chocks and then walked to the GPU to drop off the chocks.

At that moment she realized that the aircraft started moving. She tried to warn the crew of the situation, but was unable to because the pilots were operating something in the overhead panel and could not see her. They could not hear her either due to the noise.

The operator did hear her yell and both started to run to get away from the aircraft, which continued moving until the right engine struck the GPU, at which point it stopped. Both engines were still running.

She then went toward the cockpit and, after the captain opened the window, explained to him what had happened. They stopped the engines and the captain told her they would disembark the passengers, so she proceeded to the rear of the aircraft to aid in this operation.

The passengers deplaned normally and were taken to a lounge in the terminal building. She did not notify the airport operations office of the event.

1.11.1.4. Handling operator

As is commonplace, before the passengers were boarded he removed the chocks from the main wheels, leaving only the front wheel chocked. After the right engine was started, the coordinator signaled to him to disconnect the GPU, which he did, picking up the cable and leaving it on the cart.

The coordinator then signaled to him to remove the chocks. He went to the nose wheel, removed the chocks and turned around to walk back to the GPU so as to drop off the chocks and move the GPU. He did not notice having to exert more force than usual to remove the chocks, as he was able to remove them without any problem.

Halfway to the GPU cart he heard the coordinator yell, turned around and saw the aircraft moving toward him. He noticed that the right propeller was about to impact the GPU, so he started running to move away from the aircraft and avoid being injured.

1.11.1.5. Marshaller

The *marshaller* did not witness the incident. He approached the crew to ask about the delay, at which time the crew informed him of the event. He took several photographs of the damage and proceeded to the operations office (CECOPS) to report the event.

1.11.1.6. Operations technician (CECOPS)

They were unable to see the incident even though the operations office is in the terminal building, looks out over the air side and has a large window that provides a clear view of the entire aircraft parking apron.

At 08:05 he heard a radio transmission from the crew of ANE8519 notifying the tower that they were moving up their departure time due to a problem with another airplane. He then called the control tower to find out what had happened. The controller told him that the airplane had had a small mishap on the ground and would not be departing.

Shortly thereafter, at around 08:20, the marshaller arrived at the operations office and provided him with detailed information on the incident.

1.11.1.7. AMT Air Nostrum maintenance chief at the San Sebastian base

When an aircraft overnights at the airport after its final flight of the day, the AMT (aviation maintenance technician) who services the airplane will typically go into the cockpit to check its condition. One of the things they always check is the position of the parking brake. The amount of charge in the brake accumulator is visible from the outside and is one of the items that is verified during the walkaround check. On that day no maintenance activities were performed that involved releasing the parking brake.

Braking and braking effectiveness tests were conducted and noticed that even though the pressure indicated for the accumulator from the outside gauge was 2,000 psi, the

wheels were not braking fully. The mechanic had to use the electrical auxiliary hydraulic pump to apply full braking pressure.

The difference in the wear pins with the brakes set and disengaged was not substantial, which indicated that the brakes were in good condition.

1.11.2. *Prior events*

Included in incident report IN-045/2006 was safety recommendation REC 03/10, directed at Air Nostrum, which stated:

REC 03/10. It is recommended that the operator, Air Nostrum, enhance the training of its flight crews in the following regards:

- Calm leadership and decision-making techniques in abnormal and emergency situations.
- Task allocation among crewmembers in abnormal and emergency situations.
- Guidelines and procedures for identifying, reporting and prioritizing faults in abnormal and emergency situations.
- Strict adherence to procedures in abnormal and emergency situations to avoid confusing other crewmembers.
- Appropriate use of automation for each situation.
- Use of standard terminology in abnormal and emergency situations.

In reply to this recommendation, Air Nostrum approved and implemented in its training programs a series of measures intended to enhance the training of its crews in the areas of human error and reliability, leadership and teamwork, safety culture and threat and error management.

The CIAIAC analyzed the measures taken by Air Nostrum and, believing them to address all of the points mentioned in 03/10, closed out the recommendation, assigning it the status "Closed. Response satisfactory".

2. ANALYSIS

2.1. General

On 21 January 2012, the company Air Nostrum was preparing to start flight IBE8317, assigned to an ATR-72-212A aircraft, registration EC-HCG. The flight's destination was Madrid and was scheduled to depart San Sebastian at 07:30 local time.

The flight crew had valid licenses and its training was up to date.

The members of the crew met at the flight dispatch office, where they held their briefing. As per the crew's own statement this briefing was not long since the scheduled flight from San Sebastian was typically the same. Moreover, few crewmembers were stationed at that airport and they all knew each other well.

They proceeded to the aircraft, which was not parked in its usual position. In the crew's opinion, the parking stand was not well lit which, when combined with the fact that it was raining, hampered visibility.

When they boarded the aircraft the crew made their checks using the normal cockpit preparation workflow when they noticed the EFIS COMP warning.

The first officer focused his efforts on correcting the malfunction associated with this warning while the captain asked that the passengers be boarded so as not to delay the flight.

The captain stated that time pressure was a factor since their daily operation was complicated by factors such as short layovers, remote parking stands, ATC problems and so on.

During the boarding procedure the captain was distracted by having to attend to the boarding of an armed Security Forces officer and to facilitate the transit of an airline crewmember who was traveling as an extra crew.

Once the passengers were onboard, the captain commenced the engine start procedure, which begins with the no. 2 (right) engine in "H" mode (with the propeller brake engaged), while the first officer continued with the procedure for recovering and aligning the AHRS, as required by the EFIS COMP warning.

In his haste to regain the lost time and depart on time, the captain started the engine, doing the checks by himself from memory, without reading the procedures or asking the first officer to help him in these tasks, as is required.

Communications with the coordinator were being done using visual signals.

The operator, in turn, received his instructions via the visual signals given by the coordinator. The operator's task was to run the ground power unit (GPU) and its associated tow truck, as well as to disconnect the GPU, remove the chocks and then move the GPU.

After starting the right engine, the captain instructed the coordinator to disconnect the GPU while he commenced the start sequence on the remaining engine. He then

released the propeller brake on the right engine and signaled the coordinator to remove the chocks.

This instruction was relayed to the operator, who removed the chocks, leaving them in the tow truck.

As he was preparing to climb the tow truck to move the GPU, he heard screams and realized that the airplane was moving and that the right propeller was about to strike the GPU, causing him to run out of the way.

Shortly afterwards the propeller hit the GPU, causing all six blades on the propeller to break. The fragments that detached were ejected some distance away, some of them impacting the aircraft fuselage.

The captain completed the steps required to taxi and focused his attention on the alignment of the first officer's side instruments, which the first officer was still trying to recover. This is why neither crewmember was aware of the aircraft's motion.

On realizing the situation, the pilots noticed that the parking brake was not set. The captain set the brake and stopped the engines and, after evaluating the situation, ordered that the passengers be disembarked.

Despite the detached fragments, there were no injuries to any of the ground personnel.

At no time were the airport's operations personnel informed of the incident, either by the crew or by the handling operator.

Some 15 minutes later the marshaller reported to the aircraft to ask about the delay in the operation. It was then that he was informed by the crew of the incident. It was this marshaller who reported what had happened to the airport operations office (CECOPS).

2.2. Application of procedures and checklists

Checklists are intended to aid memory processes and help ensure that the critical actions necessary to guarantee the safe operation of the aircraft are not omitted or forgotten.

These lists are a very important tool for linking the pilot to the aircraft. In addition to helping configure and operate the airplane properly, they also provide a method and a sequence for verifying the overall operation of every system.

The lists, however, are of no use if a crew is not committed to using them properly. Without the discipline and dedication needed to apply the lists at the right time, the likelihood of making a mistake is greatly increased. Crewmembers who fail to take the

proper execution of checklists seriously are prone to complacency, relying entirely on their own memories. They thus lose awareness of their own reliability and fail to realize that some of the errors that result from the poor application of the checklists could lead to a fatal accident.

According to the crew's statement and as specified in the company's operating documents (PRM), CM2 started the cockpit preparation procedure. As a challenge and reply list, the items are performed from memory in keeping with an established pattern. Their execution is then checked by reading the list. While carrying out the checklist items, the problem with the alignment of the AHRS was detected, which then absorbed all of the first officer's attention. This interrupted the normal sequence, since the Captain finished the cockpit preparation checks and executed the associated items in the before start procedure, followed by the after start and taxi procedures, without verifying them using the checklists and without the first officer's cross-check.

Reading the cockpit preparation list would have confirmed the status and the proper setting of the parking brake. The taxi list instructed that the brakes be released and checked. Had this item been properly executed the crew would have taken notice of the condition of the airplane's braking system.

The deviation from procedures was justified by the captain, who stated that in a high workload setting, where he was simultaneously focused on regaining the normal use of the equipment, preparing for engine start-up and boarding passengers with special requirements, led to a stressful situation.

Moreover, the desire to adhere to the schedule and complete the flight program on time in the face of external factors such as adverse weather, ATC restrictions and the like, conditioned the crew's actions and contributed to the crewmembers' attention deficit, resulting in their mistake.

The desire to avoid delays caused the captain to ignore the operating procedures, carrying out actions of his own accord without reading the checklists.

After executing the start-up and taxi procedures from memory and without the cross-check or the checklist to verify them, the captain focused his attention on the first officer's efforts to recover the faulty equipment, oblivious to the fact that the parking brake had been released and the chocks were off. A stressful situation affects short-term memories by replacing them with new elements, thus making it easy to forget previous actions.

Furthermore, the early hour of the operation along with the improper rest noted by one of the crewmembers and heard on the CVR recording, could be indicative of a possible state of fatigue that could have contributed to their failure to pay attention to the actions taken and to the required mutual supervision.

A factor that influences the execution of procedures is monotony. The operation being conducted in San Sebastian was always the same with the same schedules, destinations and even crewmembers, one in which recent actions can be confused for actions carried out in the past in a similar situation and in a familiar setting.

Carrying out an operation under the same conditions can also lead to complacency, believing things are like they have always been. The crew should have required, as specified in the PRM, the coordinator to use the headphones. This would have facilitated communications with the auxiliary personnel on the ground. They used them at other airports but not at LESO, despite having the ability to do so.

All of these factors that contributed to the crew's attention deficit could have been avoided through the rigorous application of the established checklists and operating procedures.

As such, this incident reveals that some of the deficiencies that gave rise to the issuance of recommendation REC 03/10 have reoccurred. Specifically, the aspects detected that still exhibit shortcomings are:

- Calm leadership and decision-making techniques in abnormal and emergency situations.
- Task allocation among crewmembers in abnormal and emergency situations.
- Strict adherence to procedures in abnormal and emergency situations to avoid confusing other crewmembers.

However, of the information gathered it is not possible to determine if this incident can be considered as an isolated case or if, on the contrary, any of the deficiencies noted is still present in the organization. As a result, a new safety recommendation is issued to the aircraft operator so that it undertake a supervision procedure of the measures implemented in response to REC 03/10, so that it allows determining its effectiveness, and whether additional measures are necessary to be taken.

2.3. Analysis of the impact

As the handling operator stated, taking the chocks off the aircraft did not require any unusual effort on his part. From this it may be deduced that the aircraft was not pushing against the chocks at that instant. This could be because the engines were not producing sufficient thrust to move the aircraft or because the parking brake was set.

The pilot should have ordered that the GPU be disconnected once engine no. 2 was stable (07:34:53).

The GPU operator stated that as he was disconnecting the GPU, the crew went ahead with the start of the no. 1 engine and that by the time he was given the instruction to remove the chocks, this engine was already running.

The no. 1 engine was started at 07:34:53, that is, at the same time as the other engine was stabilizing.

The aircraft ran into the GPU at 07:36:05, at which time the aircraft stopped.

The security camera footage revealed that the aircraft was moving for ten seconds, meaning that its motion must have started at 07:35:55, at which time both propeller RPMs were at 70.75%.

As indicated in 1.9.3, both engines and propellers were stable by 07:35:25, so from that moment until the time of the impact they must have been providing the same thrust.

The aircraft, therefore, should have started moving at 07:35:25. Since this was not the case, there must have been a force being applied at that time that was opposing the aircraft's motion. This force could only have been provided by the parking brake or the chocks. The latter can be ruled out, since had that been the case the operator would not have been able to remove the chocks. As a result, the only force that could have been holding the aircraft in place until it started to move was being provided by the parking brake.

Consequently, it is believed that the aircraft's parking brake was set until 07:35:55, at which time it was disengaged by the crew.

2.4. Handling operations

The use of headphones is recommended in any situation, but is particularly important in reduced visibility conditions, as is the case during nighttime or adverse weather operations. This is why their use is recommended in the operator's manuals.

The operations to prepare the aircraft for departure were conducted while it was still dark. It was also raining, so the headphones should have been used for communications.

Communications between the crew and the flight coordinator were handled using visual signals. The personnel never used the headphones in San Sebastian even though the aircraft was equipped for their use.

It is worth noting, however, that in accordance with the departure procedures, once the order to remove the chocks is given, the headphones must then be unplugged. As a result it is logical to assume that even if the headphones had been used, by the time the aircraft started moving the headphones would have already been disconnected, meaning they could not have been used to alert the crew.

In any case, even if the non-use of the headphones did not affect the outcome of the incident, the reason given for not using them demonstrates that the handling personnel lacked sufficient knowledge of the aircraft they were supposed to service, which warrants the emission of a safety recommendation.

The investigation into this event also underscores the presence of another circumstance, namely the failure to report the event to the airport. Even though this omission did not have any effect on the incident itself or on other operations, it could in other similar events.

As stated in 1.10.2.2, the handling manuals do not contain any procedures providing instructions or steps to take in the event of an incident during an aircraft's departure, meaning that the handling personnel's actions were consistent with their procedures.

In light of this it seems that a review of the handling operator's manuals is in order so that these manuals include guidelines on what actions handling personnel should take in the event of an incident during an aircraft's departure. A safety recommendation is issued in this regard.

2.5. Flight data recorder (FDR)

As mentioned in 1.9.3, the flight data recorder had internal damage that resulted in no flight information being recorded since two days before the incident.

Under these conditions, the FDR should have generated a fault signal, which in turn should have been relayed by the monitoring system to the cockpit, triggering a STATUS SYST light. This did not happen on this airplane.

The tests performed on a similar aircraft with the FDR involved in this incident revealed that the FDR was emitting the fault signal correctly.

This implies that the problem that resulted in the FDR fault warning light not illuminating in the cockpit of the incident aircraft should have had its root in said aircraft's monitoring system, as it is this system that activates the warning light in the cockpit when the FDR generates a fault warning.

This hypothesis could not be confirmed since by the time the FDR was verified to be issuing the fault signal correctly, the necessary actions had been taken in preparation for returning the aircraft, including a maintenance test that showed that the monitoring system was working properly.

It is possible that these actions fixed the fault that might have existed in the monitoring system.

The fault in the monitoring system, however, should have been detected had the “CVR AND DFDR TEST” indicated by the aircraft manufacturer been performed. This is the first test mentioned in point 1.9.3.1.

The test contained in the operator’s manuals, however, and which its crews performed, did not actually check the status of the FDR monitoring system, any fault that may have existed in the system could have gone unnoticed.

It would be worthwhile, then, to modify the operator’s checklists such that they reflect the correct procedure to check the flight recorder. However, since this aircraft model is no longer a part of the operator’s fleet, no safety recommendation is issued to the operator in this regard.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

- The crew’s planning of the flight rotation was routine.
- The crewmembers knew each other from having worked together frequently. They were assigned to the same base, as was the coordinator.
- The aircraft was not parked in its usual location, being parked instead in an area with less intense lighting.
- The existing weather and lighting conditions hampered visibility.
- The coordinator did not use headphones, using instead standard visual signals to communicate with the crew.
- An alignment problem with the attitude and heading reference system (AHRS) distracted the crew’s attention toward solving the problem.
- The presence of a police officer with his service weapon and handling the accommodations for an airline crewmember who was traveling as extra crew distracted the captain’s attention.
- The pressure on the captain to stay on schedule forced him to execute procedures from memory and without coordinating with the first officer.
- The captain’s hurry to start the flight on time led him to disengage the parking brake in haste while paying attention to how the first officer solved the problem with the AHRS.
- This focusing of attention within the cockpit made it possible for the aircraft to move without the crew noticing the movement or seeing the coordinator’s warning signals.
- The aircraft’s right propeller struck the ground power unit. The aircraft stopped when the right main landing gear door impacted the GPU.
- There were no injuries and the crew disembarked the passengers using the normal procedure.
- Neither the aircraft’s crew nor the handling personnel reported the incident to the airport’s Operations Coordination Center (CECOPS).

- When the data were downloaded from the FDR, investigators found that no data had been recorded since two days before the incident.
- An analysis of the FDR revealed that the unit was faulty and not recording correctly.
- The crew was unable to identify the fault because the light in the cockpit that informs of the improper operation of the system did not turn on.
- The absence of the FDR warning light could have been due to a fault in the monitoring system that went undetected because the test contained in the operator's manuals used to check this system was incomplete.

3.2. Causes

The incident analyzed in this report occurred as a result of the aircraft starting to move forward without this movement being noticed by the crew. The aircraft was able to move because the parking brake had been released, without the crew being consciously aware of having done so.

The cause of the incident was the failure of the crew to adhere to procedures.

The low visibility at the time of the event could have contributed to hampering the acquisition of visual references outside the cockpit.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

The investigation into this event has revealed the existence of certain deficiencies on the part of the handling company (Iberia Airport Services) personnel in terms of their level of knowledge of the airplanes they service. Investigators likewise determined that Iberia's handling manuals contain no instructions or procedures regarding the need to inform the airport of any incident or accident that occurs during handling operations. As a result, the following safety recommendations are issued:

- REC 54/13.** It is recommended that Iberia Airport Services review its handling personnel training program so as to ensure said personnel have an adequate level of knowledge of the aircraft they service.
- REC 55/13.** It is recommended that Iberia Airport Services include procedures in its handling manuals that ensure that any incident or accident that occurs during handling operations is reported to the airport.
- REC 56/13.** It is recommended that Air Nostrum undertake a supervision procedure of the measures taken in response to REC 03/10 so that it allows determining its effectiveness, and whether additional measures are necessary to be taken.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Monday, 16 July 2012; 14:28 LT ¹
Site	San Rafael (Ibiza, Illes Balears) (Spain)

AIRCRAFT

Registration	EC-HMD
Type and model	AIR TRACTOR 802
Operator	Martínez Ridao Aviación, S.L.

Engines

Type and model	PT6A-67AG
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	30 years old
Licence	CPL(A)
Total flight hours	1,967 h
Flight hours on the type	420 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Significant
Third parties	N/A

FLIGHT DATA

Operation	Aerial work
Phase of flight	En route

REPORT

Date of approval	27 November 2013
------------------	------------------

¹ All times in this report are local (UTC – 2).

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The AT802 aircraft took off from the Ibiza Airport to take part in fighting a fire that had broken out on the island of Mallorca. While climbing, at an altitude of between 800 and 900 ft above ground level, the pilot noticed that the engine was losing power without stopping completely (N1 above 50%). He immediately dropped the water he was carrying and looked for a place to land. He performed the in-flight engine re-start procedure but was unable to regain the power necessary to continue with the flight, so he proceeded to land on a field. During the emergency landing the aircraft sustained damage to its wings, propeller and front of the fuselage. The pilot was uninjured.

1.2. Personnel information

The pilot had a commercial pilot's license with an AT-802 rating. It was valid until 31/03/2014. He also had an agricultural rating that was valid until 01/03/2013. His medical certificate was valid.

He had a total flying experience of 1,967 h, of which 420 had been on the AT-802 type.

In the last 90 days he had flown 18:30 h, 6:35 h in the last 30 days and 55 minutes in the last 24 hours.

1.3. Aircraft information

The AT-802 Air Tractor is a low-wing, metal fuselage single-engine airplane specifically designed for agricultural and firefighting activities.

The extinguishing agent is stored in a hopper with a 3,030-liter capacity.

It is equipped with a 1,350-Hp (maximum takeoff power) PT6A-67AG engine that drives a Hartzell constant-speed propeller with reverse thrust capability.

The Airworthiness Review Certificate (ARC) of the incident airplane had been issued on 16/05/2012 and was valid for one year.

The airframe had 1,586:50 total flight hours and the engine had 2,010:10 h of operation. Both the airframe and the engine had undergone a 100-hr inspection in May 2012, in keeping with the approved maintenance program. According to the engine's maintenance records, it had undergone the pertinent periodic inspections (including the last 100-hr check) and the life-limited parts were within the established limits. The

engine had to be overhauled every 3,000 h and had 989:50 h remaining until the next such inspection.

Since joining the fleet in Ibiza in late May, it had flown a total of 24 h. The associated flight reports did not reveal any maintenance activities nor any discrepancies reported by the crew.

This aircraft had been deployed systematically to the Ibiza Airport since 2006 over periods of varying length during annual firefighting campaigns. It had been stationed at this airport for over 24 months during this time. This airport is next to the sea and borders on the Ses Salines wetlands, where there is a salt-extraction facility. The information gathered from the personnel of the maintenance companies located there and from the airport itself confirmed the fact that the environment there is very humid and highly corrosive, which has a considerable effect on systems and equipment.

The powerplant is controlled by means of a throttle lever, a propeller speed control lever and a start control lever. The last of these features a *cut-off* position, an intermediate or *run* position and a *flight idle* position, in which it maintains a minimum flight idle rate that ensures a rapid engine response in the event power is suddenly demanded while in flight.

The Flight Manual contains a procedure to be performed in the event of an engine flame-out, a situation that is identified primarily by a drop in compressor turbine outlet temperature (ITT), torque and compressor speed (Ng). The most typical cause of a flame-out is usually an interruption in the fuel flow, though it can also occur due to unstable engine operation. As soon as the fuel flow is reestablished or the reason for the instability is eliminated, the engine can be restarted in flight.

To do so, the pilot must verify the fuel flow (by turning on the boost pump) and the mixture ignition (by placing the ignition lever in the *continuous* position). In addition, the thrust lever must be pulled back to the *Idle* position. If the compressor rpm's (Ng) are still above 50%, this is usually sufficient to restart the engine without the need to perform the full start procedure.

If the engine cannot be restarted, the pilot must prepare for an emergency power-off landing by feathering the propeller to improve gliding conditions, closing the fuel valve and the Start Control lever, fully extending the flaps and adjusting the speed to about 70 kt until the flare maneuver.

1.3.1. The Fuel Control Unit (FCU)

The hydromechanical fuel control unit is responsible for regulating the amount of fuel depending on the compressor outlet pressure and on its rotational speed (Ng), for given throttle lever and start control lever positions (Fig. 1).

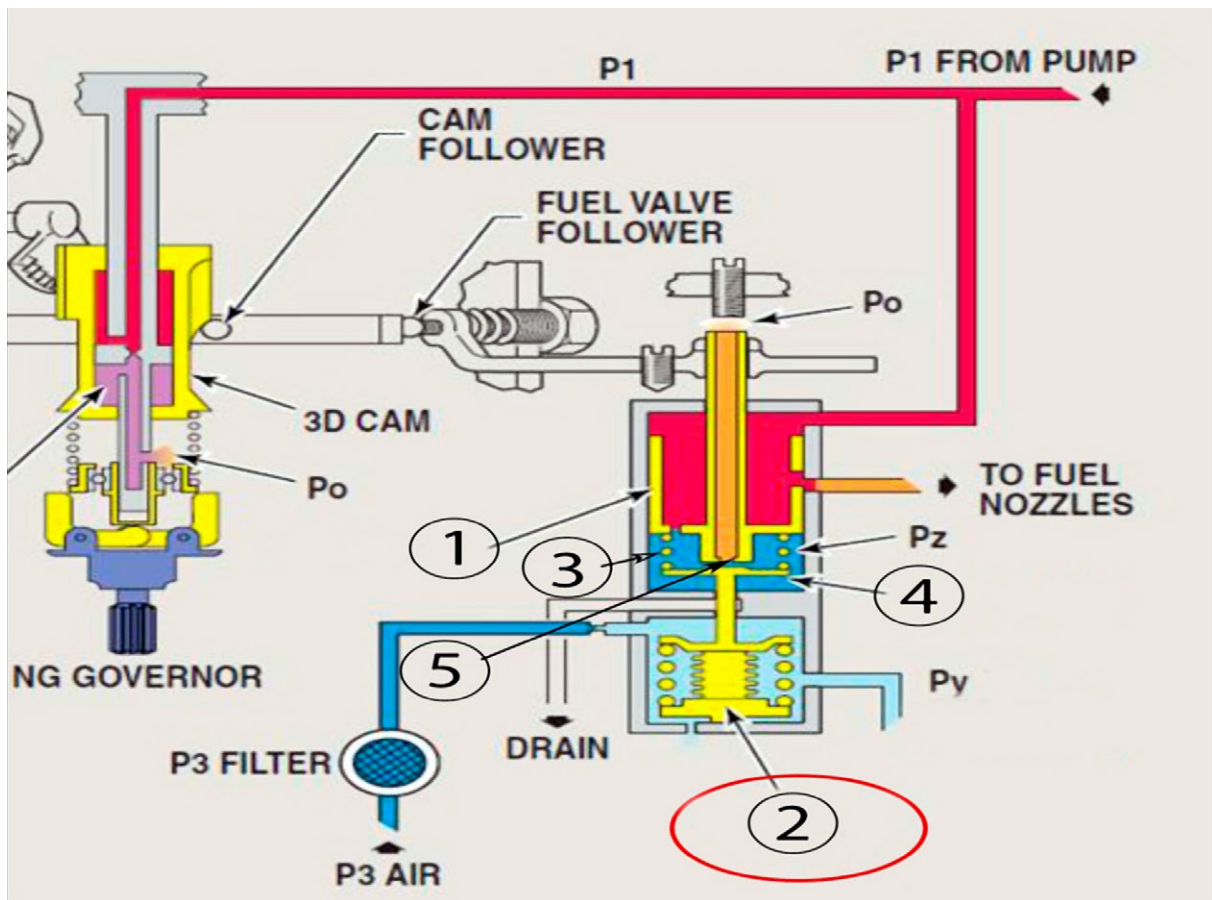


Figure 1. Effect of compressor outlet pressure on the FCU

The amount of fuel sent from the pump is regulated by the flow control valve (Item 1). The movement of the valve's own rotor modifies the area of the outlet orifice, which adjusts the fuel flow required at any given time. The excess flow is returned to the fuel tanks.

The compressor discharge pressure (P_3) acts on a bellows (Item 2), which expands or contracts depending on this pressure.

Increasing P_3 moves the valve seat down (item 4), allowing P_z pressure to diminish, resulting in a downward movement of the valve (item 1), which will increase fuel flow to fuel nozzles.

Likewise, a drop in P_3 translates into a reduction in the fuel supply.

In 2006, the engine manufacturer issued Service Bulletin 14389² in an effort to reduce the risk of a potential leak in the bellows that could result in an engine roll-back. The

² P&WC Service Bulletin 14389. Published on: 3/07/2006. The bulletin was modified by:

- P&WC Service Bulletin 14389R1. Published on: 26/06/2007.
- P&WC Service Bulletin 14389R2. Published on: 23/04/2009. Expanded the bulletin's applicability to converted - 67AG models, such as the engine installed on the incident airplane.
- P&WC Service Bulletin 14389R3. Published on: 27/01/2011.

Bulletin called for replacing the FCU for another that featured a new, more robust bellows and a flow deflector for air coming from the compressor. This air flowed onto the bellows surface, accelerating its degradation. The bulletin indicated that cases in which leaks had been detected had been traced to irregularities in the material used to make the bellows, and made no reference to any corrosion problems.

The first two versions of the bulletin recommended implementation as soon as the engine was disassembled and the FCU became accessible (Category 5³). The last revision, no. 3, issued in January 2011, modified the bulletin's category to 3, meaning its implementation was recommended within 500 hours or within a year after its publication for engine versions -67AG and -67AF installed on single-engine aircraft. Based on information provided by the manufacturer, the bulletin is in the process of being revised and is expected to be changed to category 3 for all of the engine versions affected by it.

The scheduled 100-hr check requires inspecting the FCU and its overall external condition for the presence of cracks or fuel leaks. These tasks cannot be used to determine the state of the bellows as this is an internal component with no direct access.

The FCU on this engine was sent to the manufacturer in August 2010 due to problems on engine start. The tests conducted confirmed the presence of misadjustments in the start and acceleration processes. Deficiencies in the tightening torque and seal used to fasten the bellows to the FCU were corrected. The work order did not include implementing Service Bulletin 14389, the second revision of which was in effect at the time.

All PT6A engines intended for use on single-engine airplanes feature a MOR (manual override) device that enables manual control of fuel flow by acting directly on the flow valve if a pneumatic fault corrupts the P3 signal coming from the compressor. If desired by the airplane manufacturer, this device can be connected by means of an emergency handle installed in the cockpit. Then, if the FCU fails, the pilot can regain and control engine power and continue flying to the nearest aerodrome. The system can only be used in emergency situations and care must be taken to avoid exceeding the engine's operating limits.

Neither the incident airplane nor any other in the operator's fleet have this system, though in the wake of this incident, company management decided to require its installation in future units that are added to the fleet.

³ The list of service bulletin compliance codes is listed in document SIL NO GEN-030-R2, which explicitly states that the compliance code given to each bulletin is a recommendation, and not an airworthiness requirement. There are 10 different codes ranging from category 10, used for bulletins that are issued for informational purposes only, to category 1, for which implementation is recommended before the next flight. Category 5 recommends implementation when the engine is removed and the specific component to be worked on is accessible. Category 3 recommends implementation before a given number of flight hours or engine operating cycles.

Other operators of this airplane in Spain were consulted and none had implemented the MOR. The manufacturer, Air Tractor, confirmed that while the option is offered to its clients, they do not normally ask for it to be installed. Its installation is standard, however, on single-engine airplanes intended for passenger transport.

1.4. Meteorological information

Visibility was very good. The wind in the area of the airport was from the SE at around 10 kt.

1.5. Communications

At 14:24, after taking off, the aircraft made contact with the Palma Area Control Center (ACC), which informed the pilot that there was no traffic reported along its route to the island of Mallorca.

At 14:25, the pilot made a MAYDAY call to the ACC, reporting that he had a total loss of power. The ACC controller asked him if he was returning to Ibiza, to which the pilot replied no.

At 14:26, the ACC controller informed the Ibiza Tower of the emergency, requested that they stop all takeoffs and coordinated the transfer of all aircraft under his control with another ACC controller so that he could focus on the aircraft in distress.

Both the ACC and the tower tried to contact the aircraft again on several occasions, but received no reply.

At 14:44, the tower informed the ACC controller that the aircraft had made an emergency landing and that the pilot was safe and sound, as reported by forest rangers who were in the landing area.

1.6. Wreckage and impact information

The airplane landed on a clearing in a forested area on an approximate heading of 140°, perpendicular to a row of trees that was aligned parallel to some power lines.

The first marks from the landing gear tires were identified some 200 m away from these obstacles, followed by deeper marks some 10 m further along indicative of the brakes being applied. The airplane continued on its landing run for about 80 m, during which it struck several trees, which helped to brake its forward motion. These successive impacts resulted in damage to the propeller (two of the five blades were

bent), the lower left side of the fuselage around the engine and the leading edges of the wings.

The left fuel tank was completely full, while the right one was about half full.

The throttle lever was in the idle position, the propeller was feathered and the fuel lever was in cut-off. The hopper was empty and the flaps were fully extended.

1.7. Organizational and management information

The operator is an approved Continuing Airworthiness Maintenance Organization (CAMO) and a P-145⁴ maintenance organization.

The CAMO procedures manual (CAME) has a statement on the company's policy regarding the implementation of non-obligatory modifications, including manufacturer's service bulletins:

"This information is reviewed by the operations manager, maintenance personnel, the compliance manager for Subpart G of Part M and the airworthiness maintenance manager who, along with the general manager, will decide whether or not to implement non-obligatory modifications.

The criteria for implementing these modifications are:

1. Facilitate and optimize aircraft maintenance.
2. Improve aircraft performance.
3. Operational experience."

Along these same lines, the P-145 Maintenance Manual (MOE) states:

"The implementation of non-obligatory publications shall be decided once an analysis of the problem is performed that allows for a decision to be made regarding its implementation on a specific aircraft or fleet."

In the specific case of SB14389, it was decided not to implement the initial version or its first two revisions. When the 3rd revision was received and analyzed, it was decided to implement it on the fleet and a program to replace the FCUs was put in place.

A total of twelve FCUs were affected. These were sent in for modification one after the other, such that by the time of the incident, nine units had been modified. The FCU on the incident airplane was scheduled for modification once the firefighting campaign in

⁴ Approval references ES.MG.106 and ES.145.195 respectively.

the Balearic Islands was finished on 30 September. This implied exceeding the maximum periods recommended by the manufacturer, which set January as the deadline. According to the maintenance manager, this was not a concern because the number of hours flown since the publication of the bulletin would under no conditions exceed the specified limit of 500 h.

The last FCU was replaced on 29 October.

1.8. Tests and research

1.8.1. *Onsite inspection*

The ignition system was checked and verified to be working normally.

The fuel system also showed no problems. There was fuel in the lines supplying the injectors and the pump was verified to be providing adequate fuel flow. There were no traces of water found in the separator and an analysis of the fuel sample taken from the aircraft at the incident site did not reveal any abnormalities.

There was continuity from the engine controls in the cockpit to the FCU with no obstructions between the two.

The oil level was checked and verified to be normal. The magnetic plug was also confirmed to be working normally and an oil sample was taken for a subsequent analysis, which did not reveal any signs of metal particles indicative of abnormal wear.

A borescope inspection was conducted onsite of the hot parts of the engine. No damage was noted that would justify an uncommanded engine stoppage.

1.8.2. *Manufacturer's inspection*

The engine was sent to the manufacturer, which bench tested it.

This test showed that the engine reverted to minimum fuel flow power as the result of a loss of pressure in the bellows used to transmit the compressor outlet pressure (P3) to the FCU. The engine performed normally when the FCU was replaced.

The bellows was removed from the FCU. An initial visual inspection revealed the presence of corrosion on its outer surface (Fig. 2). It was sent to the manufacturer (Woodward) for a detailed laboratory analysis. The laboratory report concluded that the leak occurred when the corrosion that had started on the outer surface advanced enough to reach a pre-existing defect on the inner surface of the bellows.

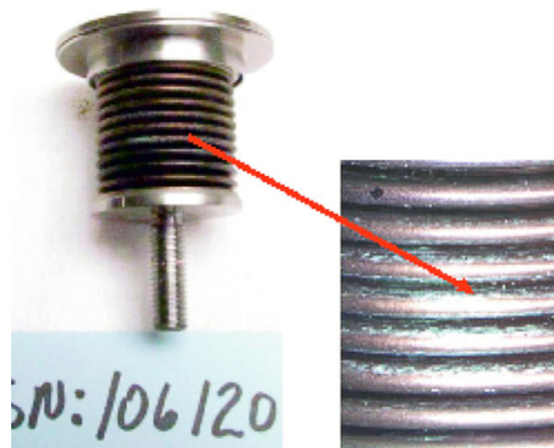


Figure 2. Close-up of the corroded portion of the bellows

1.8.3. Pilot's statement

He took off with the fuel tanks full, reaching takeoff power without any problem. He left the pattern en route to Mallorca. He then reduced power, as per procedure, and continued climbing. When at an altitude of 800 to 900 ft above ground, the engine started losing power. He immediately emptied the hopper and looked for a field to land. He then started the in-flight restart procedure, selecting continuous ignition and verifying that the Start Control valve was open and that the compressor rpm indicator (Ng) was above 50%, even though the engine torque indicator read zero. He did not have enough time to check the remaining engine gauges. He then started the fuel boost pump, which had no effect on the engine. He made the approach and landed on the field he had selected, stopping the engine and feathering the propeller. He landed with full flaps. He stated that he kept the throttle lever in *Idle* from the time the engine failed, with the exception of momentary actuations of the lever to check the response of the engine.

1.8.4. Case history and corrective actions

There are several documented accidents involving leaks in the bellows used to convey the outlet pressure signal to the FCU in PT6A engines⁵.

⁵ Cases documented in the NTSB's (National Transportation Safety Board) online database.

- Accident involving a PC-12 aircraft, registration N922RD, with a PT6A-67B engine on 14/12/2004. The NTSB determined that the accident was likely caused by the failure of the FCU bellows which led to a loss of engine power and the subsequent contact with unsuitable terrain during the ensuing forced landing. The aircraft had an emergency power control system, which the pilot used, exceeding the turbine temperature (ITT) limits.
- Accident involving an AT602 aircraft, registration N8522P, with a PT6A-65 engine on 14/9/2007. The NTSB determined that the accident was likely caused by a leak in the bellows through an orifice caused by corrosion.

In 2001, the Canadian TSB opened an investigation as the result of a forced landing caused by a loss of power in flight that affected a Pilatus PC-6T airplane equipped with a PT6A-20 engine. The investigation revealed that the reason for the loss of power was the rupture of an FCU bellows due to corrosion. The report published at the completion of the investigation emphasized the fact that the aircraft did not have an emergency power control system which, had it been installed, could have prevented the forced landing.

Based on the information provided by the manufacturer, in-service incidents involving corrosion and perforation of the bellows are associated with FCUs installed on engine models PT6A-60-A, PT6A-65 and PT6A-67, which sometimes resulted in in-flight shutdowns (IFSD). The number of cases documented in the last ten years is 21 (out of a total of 32.2 million flight hours). Six of the cases involved single-engine agricultural and firefighting airplanes on which the installation of the MOR system was optional (engine versions -60AG, -65AG and -67AG, like on the AT802 involved in this incident). The failure rate per flight hour was 4×10^{-6} .

In 2005, after analyzing several in-flight engine failure events involving the PT6A-67B version of the PT6A engine, the manufacturer determined that the source of the faults was the rupture of the bellows used to send the compressor outlet pressure signal to the FCU. The rupture occurred due to corrosion wear of the material, which was particularly aggressive in the specific version of the engine installed on the Pilatus PC 12 airplane due to the special configuration of its engine torque limiter, which blows air directly on the bellows during takeoffs.

As a result of these investigations, improvements were made to the design of the bellows to make it more robust. A deflector was also installed to keep air from impinging on it directly. These improvements were retrofitted to the entire PT6A-60 series engines that use the same type of bellows via the publication of the corresponding service bulletins in 2005 and 2006⁶. In-service monitoring of the situation led to the compliance category being updated, with P&W currently being in the process of assigning all of these bulletins a category 3.

Based on the information provided by the manufacturer, it is estimated that 589 units of the -60AG, -65AG and -67AG versions of the engine are in service, of which only 238 featured the new bellows on leaving the factory. Investigators were unable to gather information on the number of units modified during their operating life.

The supervisory authority (Transport Canada) stated that it monitored the problem detected with the bellows and the trend in failure rates, which initially did not warrant the need to make the bulletins mandatory. It also deemed the measure taken by P&W in 2011 to modify the bulletin category to be sufficient.

Despite this, and in light of the operational environment in which airplanes such as the AT802, which have the 67AG and 67AF versions, work, and taking into account the voluntary compliance data for the last revision of Bulletin 14389, Transport Canada plans to issue an Airworthiness Directive that will make the Service Bulletin mandatory for these versions of the PT6A engine.

⁶ SB14371 issued in April 2005 with category 3 for the PT6A-67B model.

SB13402 issued in April 2005 with category 8 for the PT6A-60AG model.

SB13408 and SB14389 issued in June 2006 with category 5 for the PT6A-64, PT6A-65AG, PT6A-65B, PT6A-66A, PT6A-66D, PT6A-67AF and PT6A-67AG models.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

The corrosion of the bellows used to transmit the compressor outlet pressure to the fuel control unit resulted in an interruption in fuel flow to the engine, which translated in an irreversible loss of power. Several prior occurrences of this failure have been documented, a failure that in single-engine airplanes makes it impossible to continue flying and requires a forced landing if the airplane is not equipped with an optional emergency power control system.

The manufacturer identified the problem and issued a bulletin to replace the FCUs that are prone to leaking with units featuring a more robust bellows. While the level of criticality of this bulletin has increased over time, its implementation is not obligatory.

The operator was aware of the existence of the various versions of this bulletin and opted to implement it when version 3 was published, in which the manufacturer reduced the recommended timeline for compliance. The bulletin was implemented gradually in the operator's fleet, which delayed its application to the incident airplane beyond the time limit recommended by the manufacturer.

The basis for this decision seemed to be that the maximum number of flight hours specified in the SB (500 h), which (along with cycles) is the criterion most commonly used by P&W to establish implementation limits in bulletins with that category, would not be exceeded.

The service bulletin did not mention corrosion as possibly triggering the failure of the bellows, and as a result the operator was unaware of the exact origin of the problem and was unable to weigh the effect of the humid and salty environment in which the aircraft was operated and that could have accelerated the corrosion process. More precise information on the reasons for issuing the service bulletin would have provided maintenance managers a more solid foundation on which to base their decision.

The nature of the fault rendered the actions taken by the pilot (turning on continuous ignition and the fuel boost pumps) useless despite being in keeping with the procedure in the flight manual for combatting an engine flame-out that occurs with a minimum level of compressor rpm's (above 50%) and that is typically caused by a temporary interruption or destabilization of the fuel flow to the engine.

Had an emergency power control system been available, the pilot would have been able to reestablish engine power and continue flying to an airport. This was not the case, however, as the operator does not have this optional system installed, nor does its use seem to be widespread among Air Tractor operators.

According to information provided by the manufacturer, a high percentage of the engines installed on Air Tractors and other aircraft used for aerial work leave the factory

unmodified. The fact that the bulletins that recommend the replacement of the problem bellows have not been implemented, when combined with the optional nature of the emergency control system on single-engine aircraft, could result in repeat occurrences of the conditions that resulted in this incident.

It seems then, in keeping with the information received during the investigation from the Canadian authority that supervises the manufacturer, that measures should be taken to force operators to implement the modification as soon as possible on those engines with bellows prone to leaking or installed on aircraft for which a failure of the FCU of this type would imply an inability to continue with the flight and require an emergency landing (that is, single-engine airplanes without a MOR system installed).

The airplane's low altitude did not allow the pilot to make any further checks, so he instead proceeded to find a field on which to make an emergency landing, which he did in a relatively unobstructed area despite being in a location made difficult for landings by the generalized presence of trees and, based on all the available evidence, with the airplane flying upwind. The feathering of the propeller, the position of the flaps and the position of the fuel cut-off valve were consistent with the actions required in the flight manual with emergency landings.

The limited extent to which the propeller blades were bent was consistent with the impacts being received with the propeller either not rotating or doing so at low rpm's due to the inertia remaining after the pilot selected the feathered position.

3. SAFETY RECOMMENDATIONS⁷

REC 58/13. It is recommended that Transport Canada evaluate the suitability of issuing an Airworthiness Directive (A/D) that makes the implementation of the last version of Service Bulletins SB14389, SB13402 and SB13408 mandatory on single-engine airplanes that do not have an emergency fuel control system (MOR).

⁷ The National Aviation Safety Agency (AESA), as the supervising authority in Spain, has been informed of the contents of this safety recommendation.

APPENDIX A
Extract from Service Bulletin
14389 R3

PRATT & WHITNEY CANADA SERVICE BULLETIN

P&WC S.B. No. 14389R3

TURBOPROP ENGINE FUEL CONTROL UNIT - REPLACEMENT OF

1. Planning Information

A. Effectivity

PT6A-64 Engines which are before and include Serial No. PCE-PM0226 and PCE-111001 thru PCE-111114.

PT6A-66A Engines.

PT6A-66D Engines which are before and include Serial No. PCE-RV0040.

PT6A-67AF Engines.

PT6A-67AG Engines which are before and include Serial No. PCE-RD0159 and all engines converted to Engine Model PT6A-67AG (Ref. P&WC engine conversion SB14192).

B. Concurrent Requirements

None.

C. Reason

(1) Problem

The engine can experience power rollback due to reduced fuel flow as a result of a leak in the FCU bellows.

(2) Cause

The FCU P3 bellows can leak as a result of material irregularities.

(3) Solution

Replace the hydromechanical FCU with a new one which incorporates a more robust P3 bellows design and a flow deflector to prevent P3 air impingement on the bellows.

D. Description

Replace the FCU with a new or modified one.

E. Compliance

For PT6A-67AG and PT6A-67AF engines that are installed in single engine application

CATEGORY 3 - Pratt & Whitney recommends to do this service bulletin within 500 hours or within one year from date of SB14389 revision no. 3 whichever occurs first.

For PT6A-64, PT6A-66A, PT6A-66D engines

CATEGORY 5 - P&WC recommends to do this service bulletin when the engine is disassembled and access is available to the necessary subassembly (i.e. module, accessories, components, or build groups). Do all spare subassemblies.

P&WC No. D2929F, DCR4369, DCR9730
P&WC Proprietary Information. Subject to the restrictions on the back of the locator.
Jul 03/2006
Revision No. 3: Jan 27/2011

© 2006 Pratt & Whitney Canada Corp.
PRINTED IN CANADA

PT6A-72-14389
Page 1 of 8

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Saturday, 11 August 2012; 19:47 h ¹
Site	Almeria Airport (Spain)

AIRCRAFT

Registration	D-EEDM
Type and model	CESSNA 177RG
Operator	Private

Engines

Type and model	LYCOMING IO-360-A1B6D
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	49 years old
Licence	PPL(A)
Total flight hours	663 h
Flight hours on the type	250 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			3
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor
Third parties	N/A

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Private
Phase of flight	Landing

REPORT

Date of approval	27 January 2014
------------------	-----------------

¹ All times in this report are local. To obtain UTC, subtract 2 hours from local time.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

Summary of the incident

On Saturday, 11 August 2012, a Cessna 177RG, registration D-EEDM, made an emergency landing with the main gear not locked in the down position at the Almeria Airport. Onboard the private flight were the pilot and three passengers.

There were no injuries. The aircraft sustained damage to its underside.

Conduct of the flight

The aircraft, owned by the pilot flying, had made a local flight in Catania (island of Sicily, Italy) early in the morning that had lasted 15 minutes, after which, at 08:20², the aircraft's four occupants proceeded to fly to Almeria, with a scheduled stopover at the Cagliari Airport (island of Sardinia, Italy) to take on enough fuel to fly directly to Almeria over the Mediterranean Sea.

After the stopover, the aircraft took off from Cagliari at 13:00 for Almeria (Spain). The alternate airport listed in the flight plan was Murcia – San Javier (Spain). Four hours into the flight, the pilot decided to stop over at the Murcia – San Javier airport to take on more fuel. The stopover was uneventful and at 18:00 the pilot was cleared to take off en route to Almeria.

After being cleared to land on runway 25 at the destination airport (Almeria), the pilot tried to lower the landing gear but did not receive confirmation in the cockpit that the main gear was locked. After being cleared to do a fly-by of the Almeria Airport tower, tower personnel confirmed that the gear was down but they could not be sure if it was locked. The pilot tried to deploy and lock the landing gear using the emergency procedure, but this also failed to give the gear down and locked indication in the cockpit, so the pilot decided to make an emergency landing at 19:47.

When the airplane landed, the main gear legs, which were not locked, gave way under the weight of the airplane, causing it to land on the front gear leg (which was properly locked) and the aft lower part of the fuselage. The airplane eventually departed the runway to the right and came to a stop on the dirt and gravel runway strip.

The aircraft's occupants were uninjured and exited the aircraft under their own power. The aircraft sustained minor damage. There was no damage to any airport facilities.

² Since Spain and Italy are in the same time zone, the local times in the two countries are the same.



Figure 1. Aircraft on runway strip after emergency landing

1.2. Damage to aircraft

The aircraft exhibited damage to the:

- Bottom surface of the horizontal stabilizer.
- Lower aft part of the fuselage.

1.3. Personnel information

The aircraft's pilot, an Italian national, had a private pilot license (PPL(A)) for the aircraft type. It had been issued by the Italian aviation authority and was valid and in force until 22/07/2013. He also had a valid class 2 medical certificate that expired on 15/03/2013.

The pilot had a total of 663 flight hours, of which 250 had been on the type.

The aircraft belonged to the pilot, who was its usual pilot.

1.4. Aircraft information

Manufacturer:	Cessna
Model:	177RG (Cardinal)
Serial number:	177RG1054
Year of manufacture:	1976

Maximum weight:	1,220 kg
Maximum capacity:	4 people
Engine:	• Number: 1 • Manufacturer: Lycoming • Model: IO-360-A1B6D • Serial number: L-16301-51A
Propeller:	• Manufacturer: McCauley • Model: C3D36C415/82NGA-8 • Serial number: 061256

The aircraft was registered in Germany's Aircraft Registration Registry in November 2008.

Its airworthiness certificate was issued by the German authority in September 2005, and revised by the Italian authority in June 2012, which renewed the certificate until 8 June 2013.

The last time the aircraft's weight and balance were certified was on 24/05/2011, with the aircraft equipped as per the flight manual, with no fuel and with engine oil. A study of the aircraft's weight and balance reveals that its operation during the incident flight was within limits at all times.

The most recent maintenance activities³ had been:

Date	Total flight hours	Inspection
25/05/2010	3,795:05 h	50-h, 100-h and 200-h/annual
11/12/2010	3,843:25 h	50-h
25/05/2011	3,857:15 h	50-h, 100-h and 200-h/annual
09/06/2012	3,901:25 h	50-h, 100-h, 200-h/annual and airworthiness

No abnormalities were detected in the documentation of the scheduled maintenance, which was verified to have been carried out in keeping with the Maintenance Program.

1.5. Meteorological information

According to the weather information supplied by the Meteorological Office at the Almeria Airport (part of Spain's National Weather Agency), the conditions at the time of the incident were:

³ These activities were carried out at the Max Aviation srl. maintenance center, an EASA-approved organization with number IT.145.0295.

- Visibility: in excess of 10 km.
- Wind: variable between calm and 3 kt, shifting between 140° (southeast) and 220° (southwest).
- Temperature: 26 °C.

1.6. Aerodrome information

The Almeria Airport is located 9 km west of the city. Its reference point is at an elevation of 21 m (70 ft).

It has one 3,200-m long by 45-m wide asphalt runway in a 07/25 orientation. There is one 23-m wide taxiway that connects the apron to the runway thresholds.

1.7. Survival aspects

The pilot carried out the emergency landing maneuver at the minimum speed possible so as to cushion the impact with the runway. Also, during the final approach phase, once he was committed to landing, he stopped the engine, shut off the fuel valve and unlatched the doors.

During the landing, after the main landing gear collapsed, the aircraft skidded along the runway on its lower aft fuselage and horizontal stabilizer before departing the runway and coming to a stop between the runway and the taxiway. The passenger compartment was not compromised and there was no fire. All four occupants onboard were uninjured and exited the aircraft without any problem.

1.8. Tests and research

1.8.1. *Pilot's statement*

The pilot flying was interviewed and stated that upon arriving at the Almeria Airport, he contacted the control tower to request clearance to land. He was cleared to land on runway 25, at which time he lowered the landing gear lever. The mechanism sounded normal, but the green light⁴ on the control panel did not turn on. From the pilot's seat on this aircraft the left main gear wheel is visible, and its position indicated that it was not locked. He could not see the nose wheel.

He went around and asked the tower for permission to do a fly-by at low speed so tower personnel could report the condition of the landing gear. The tower informed him that the gear was down but maybe not locked.

⁴ This aircraft has a single green light to indicate when the gear is fully extended and locked.

He then decided to continue flying an additional 25 or 30 minutes to burn off fuel and try to recycle the gear. He had the aircraft manufacturer's Pilot's Operating Handbook⁵ onboard and he performed the *Landing gear fails to extend* procedure from Section 3 of the Emergency Procedures in an attempt to lower and lock the landing gear manually.

He then asked the tower to once again check the condition of the gear, the response being the same as the first time. The pilot thus decided to make an emergency landing assuming the main gear was not locked in the down position and not knowing the condition of the nose gear.

He tried to make the landing as smooth and as slow as possible. On final approach, once he was committed to landing, he stopped the engine, closed the fuel shut-off valves and unlatched the doors.

When the unlocked main gear wheels touched down, they were unable to support any weight and the aircraft settled on the lower aft part of the fuselage. The front leg was locked and withstood its corresponding portion of the aircraft's weight.

The aircraft skidded on the runway and departed it to the right. When it came to a stop, the four people onboard exited the aircraft under their own power. All were uninjured.

As the aircraft was being lifted from the strip using a crane and slings, the main gear fell under its own weight into an almost locked position. The pilot himself pulled one of the legs and both locked, so it was decided to lower the aircraft to the ground (with the gear supporting its weight normally) and tow it to a parking stand on the apron.

1.8.2. *Field investigation*

The examination of the aircraft wreckage revealed that:

- The hydraulic fluid level was correct and there were no leaks.
- The hydraulic pump showed no signs of having failed.
- The aircraft's frame was almost completely intact, with the external damage limited to the underside of the horizontal stabilizer and the aft center section of the fuselage.

In order to access the mechanical assembly that raises and lowers the main gear when actuated by a hydraulic piston, the seats and the floor plates were removed from the cabin.

⁵ Pilot's Operating Handbook, Cessna model 177RG (Cardinal). 1976.

It was noted that the assembly seemed to be in good overall condition and was properly greased.

The actuator rod end, however, was broken.

The function of this piece is to transmit the force generated by the hydraulic piston to an arm that transforms the rod's translational motion into the motion of the pinion gear, which raises and lowers the main landing gear.

The hydraulic piston was actuated, it worked properly in both directions, but since there was no mechanical continuity at the rod end, it was impossible to transfer forces to the rest of the system.

Figure 2 shows the components mentioned above and their relative positions. For a more detailed explanation of the system's operation as a whole, see Section 1.9.2 *Operation of the main landing gear extension and retraction system*.

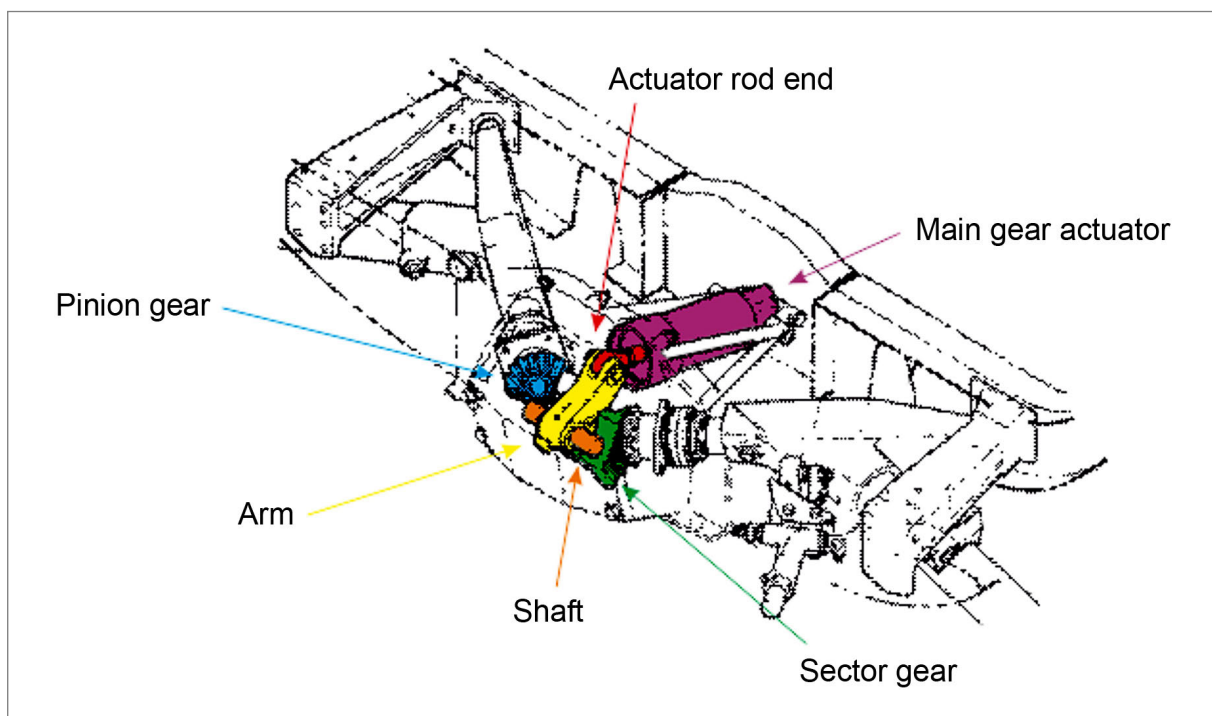


Figure 2. Main landing gear extension/retraction system

1.8.3. Analysis of the broken part

The part of the actuator rod end that was loose in the hydraulic piston (henceforth referred to as "rod end") was sent to the Materials Testing Laboratory of the

Universidad Politécnica de Madrid's Department of Aeronautical Engineering for an analysis of the fracture.

The summary provided below is taken from the report issued by the laboratory. Appendix I, at the end of this report, provides more detailed information on the metallurgical analysis of the fracture surfaces.

Figures 3 and 4 show the two sides of the rod end fragment analyzed. They clearly show that the rod end's original circular shape was substantially altered, especially toward the narrower end of the fragment. This means that during the failure process, the rod end underwent a considerable amount of plastic deformation before the component completely detached.

Figure 5 shows the central through-hole at the thicker end of the rod end, which is used to grease the interior of the rod end. Figure 6 shows the inner surface on the rod end



Figure 3. Side view of rod end fragment



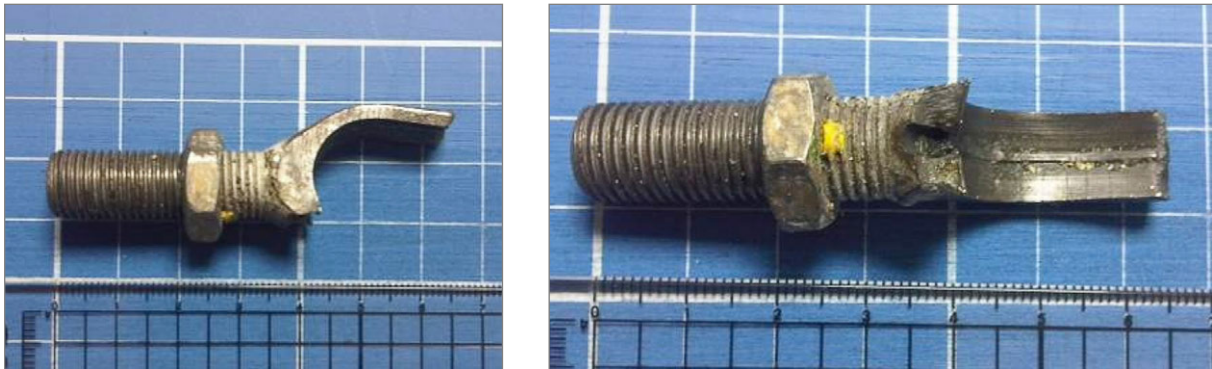
Figure 4. View from opposite side



Figure 5. Front view



Figure 6. Inner surface



Figures 7 and 8. Fragments from the rest of the broken rod end

fragment and the presence of a projecting rib, at either side of which there are yellowish bands produced by residue from the rod end's internal brass bearing.

The brass bearing explains the presence of Cu and Zn on the corrosion products found on the fracture surfaces. Also detected was Cd, possibly produced by a cadmium plating on the surface of the piece.

The failure process of the rod end began in area A (see Figure 6), which was the first to break. The fracture occurred in the section with the greasing hole.

Part of the fracture surface is completely covered in corrosion products. The rest of the fracture exhibits features consistent with a ductile failure.

The failure of the rod end in area A took place either as a result of a single overload that instantaneously broke the rod end at area A, or of a series of overloads that led to progressive cracking.

There were no signs indicating the presence of a conventional fatigue failure process.

Once area A broke completely, area B fractured instantly.

1.9. Additional information

1.9.1. *Emergency procedure performed*

The pilot carried out the *Landing gear fails to extend* emergency procedure contained in the Section 3, Emergency Procedures, of the aircraft manufacturer's Pilot's Operating Handbook (see Figure 9). This procedure relies on a hand pump to supply pressure manually to the hydraulic landing gear extension system.

LANDING GEAR FAILS TO EXTEND

- (1) Landing Gear Circuit Breaker -- PULL OUT.
- (2) Landing Gear Lever -- DOWN.
- (3) Emergency Hand Pump -- LIFT COVER, EXTEND HANDLE, and PUMP (until resistance becomes heavy -- about 40 strokes).
- (4) Gear Down Light -- ON.
- (5) Pump Handle -- STOW.
- (6) Landing Gear Circuit Breakers -- IN.

Figure 9. Emergency procedure used

1.9.2. *Operation of the main landing gear extension and retraction system*⁶

Each of the two main landing gear ends in a pinion gear (located at the end opposite the wheel).

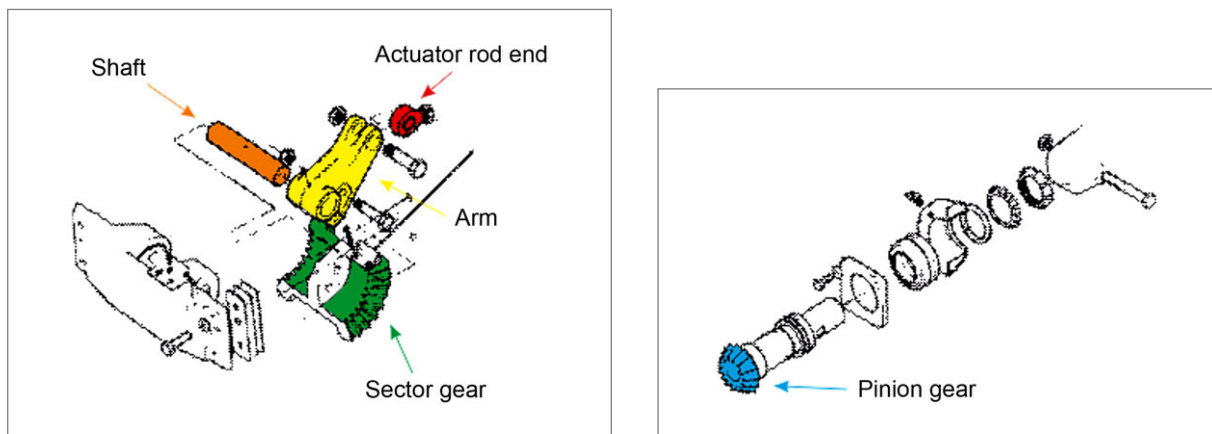
When the stem on the hydraulic piston extends or retracts, the actuator rod end transmits this motion to a hinged arm located at one end of a fixed shaft, which makes it rotate. Since the arm is attached to the two sector gears where the ends of the main gear legs mesh, when the arm moves, this motion is transmitted to the main gear legs simultaneously.

If the hydraulic piston loses pressure, the aircraft is equipped with an emergency hand pump that can be used to build up pressure in the system. If the piston stem breaks, however, no motion can be transmitted to the sector gears, meaning the main landing gear cannot be extended or retracted. In the absence of hydraulic pressure in the piston, the gear can be allowed to fall by gravity, but this is not sufficient to lock it in place.

Figures 10 and 11 show an exploded view of the main landing gear extension and retraction system components contained in Figure 2.

As a result of the simultaneous movement of both main landing gear legs in this type of aircraft (interlocked with the sector gears), the legs cannot be locked independently through the application of inertial forces in high-g turns.

⁶ The nose gear leg extends and retracts by means of a hydraulic actuator independent from that for the main gear, though both are commanded from the cockpit using a single control.



Figures 10 and 11. Close-ups of the main landing gear extension/retraction system

1.9.3. Information on the broken part

The rod end hinges with the arm to transmit to it the motion of the main gear actuator rod end.

Internally the rod end has a bearing to reduce friction. The rod end also has a central through-hole that can be used to inject lubricant, which is distributed internally by a rib that protrudes from the inner central part of the rod end.

On 6 August 1979, Cessna, the aircraft manufacturer, issued Service Information Letter (SIL) SE79-37 specifically concerning this component. The SIL was applicable to the incident aircraft since its serial number, 177RG1054, was listed among the SIL's addressees⁷. This SIL was subsequently revised on 15 December 1980 (attached as Appendix II).

This SIL recommended replacing the existing rod end (which was the one installed on the incident aircraft with P/N S2049-6FG) with another without a greasing hole and without an internal brass bearing prior to (or at the latest during) the aircraft's next annual inspection. The new rod end (with P/N S2426-6) had a higher strength and an internal Teflon bearing to minimize friction with the shaft on the sector arm.

Compliance with the contents of SIL SE79-37 was recommended, not obligatory.

FAA Advisory Circular 43-16A⁸ reveals that Cessna issued a second revision to SIL SE79-37 in which the new recommended rod end now had P/N S3469-1, very similar to P/N S2426-6, but that also had to be inspected prior to leaving the manufacturing center.

⁷ Serial numbers of affected aircraft: 177RG0001 to 177RG1366 and F177RG0001 to F177RG0177.

⁸ Alert number 271, february 2001.

The aforementioned Advisory Circular also indicated that if the rod end installed had P/N S2426-6, it was not necessary to replace it but it did have to be carefully checked during annual inspections.

1.9.4. *History of similar failures*

An incident of almost identical characteristics took place in the United Kingdom⁹ on 5 September 2003 involving a Cessna F177RG Cardinal, registration G-BFIV and S/N F177RG0161.

In this incident, the pilot was unable to get the landing gear to lower and lock down and had to make an emergency landing. Neither of aircraft's occupants was injured.

The cause of the improper operation of the main landing gear of aircraft G-BFIV was the fracture of the same rod end (the one originally installed on the aircraft, with the through-hole and the internal brass bearing) as the one involved in this report. The nature of the fracture of the rod end on G-BFIV was practically identical to that determined for the broken rod end on D-EEDM by the Universidad Politécnica de Madrid's School of Aeronautical Engineering.

In addition, according to data published in 2001 by the FAA's Aircraft Certification Office in Wichita, Kansas, a total of 13 Service Difficulty Reports (SDR) were reported from 1979 to 1998 involving problems with rod end P/N S2049-6FG, and five accident/incidents were analyzed from 1979 to 1989 in which the rod end P/N S2426-6 had broken.

From 1977 to 2001, 30 SDRs reported the fracture of rod end P/N S2049-6FG. From 1978 to 1987, the FAA recorded 10 accidents/incidents involving the fracture of rod end P/N S2049-6FG. No problems were reported, however, with the rod end P/N 3469-1.

The FAA issued one safety recommendation (FAA Safety Recommendation 00.284), which recommended replacing rod end P/N S2049-6FG with P/N S3469-1 as soon as possible.

2. ANALYSIS

2.1. General considerations

The pilot of the aircraft had the necessary licenses, valid and in force, to make the flight and the aircraft had been maintained in accordance with the manufacturer's maintenance manual and was properly licensed and certified.

⁹ The United Kingdom's accident investigation commission issued the relevant report (AAIB Bulletin N° 4/2004, Ref: EW/G2003/09/06).

The aircraft's weight and balance during the incident flight were likewise within limits at all times.

The weather conditions were suitable for the approach and landing.

2.2. Failure of main landing gear to extend and lock down

The failure of the rod end made it impossible for the main landing gear to extend and lock down. This was not the case with the nose gear, which has a separate actuator.

With the main gear actuator rod end broken, it was impossible to transmit the movement of the hydraulic piston to the rest of the mechanical system used to extend and retract the main landing system.

Thus, even though the hydraulic piston worked properly and extended and retracted the internal rod, the arm was not receiving any force to be transmitted to the pinions responsible for moving the main landing gear since the mechanical connection was completely decoupled.

2.3. Alternate maneuver

Even though the noise heard in the cockpit was the usual one for when the hydraulic system that extends or retracts the landing gear actuates, the pilot tried to pump pressure into the system manually by following the proper emergency procedure. But the result continued to be the lack of a green light indicating the gear was down and locked.

In light of the situation, and since inertial forces in turns are insufficient to fully extend (and lock) the main landing gear on this type of airplane, the pilot made the right decision and burned off fuel before making an emergency landing at the lowest speed possible in anticipation of having (at least) the main landing gear collapse when it touched down on the runway.

2.4. Broken part

The part fractured instantaneously and with no prior warning that it was working improperly. In fact, the incident landing was the fourth that day, with the aircraft's landing gear having worked perfectly on the three previous landings made hours earlier.

The original design of the rod end with the greasing through-hole had previously been responsible for nearly identical failures. In fact, SE79-37, dated August 1979 and modified in December 1980, recommended that this part be replaced with another with the same operational characteristics but without the through-hole and with a higher strength.

The rod end installed on the aircraft bore the original design and had not been replaced as recommended in either SE79-37 or in FAA Safety Recommendation 00.284.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

- The four flights made by the aircraft on the day of the incident were uneventful until the pilot started the landing approach for the last flight into the Almeria Airport.
- The aircraft's pilot had a valid and in force flight license and medical certificate.
- The aircraft was properly licensed and certified for the operation.
- An analysis of the aircraft's weight and balance revealed that the incident flight operated within these limits at all times.
- No abnormalities were detected in the scheduled maintenance documentation, which showed that the Maintenance Program had been complied with.
- The approach and landing were made under suitable weather conditions.
- The field investigation of the aircraft revealed that the landing gear extension and retraction system was in good condition except for the presence of a failed rod end in the mechanical assembly that extends and retracts the main landing gear.
- This failure of the rod end happened instantaneously in flight without prior warning of any malfunction.
- The failure of the rod end interrupts the mechanical continuity of the main landing gear extension and retraction system, rendering it inoperative.
- The fractured rod end had been the subject of a service letter (SIL SE79-37) issued by the aircraft manufacturer in 1979 that recommended it be replaced with a stronger part without the greasing hole.
- The rod end installed in the aircraft was of the original design. It had not been replaced as recommended in SIL SE79-37.
- There are records indicating that the failure of the rod end in question has occurred on other occasions on aircraft of the same type where the original rod end had not been replaced, as recommended in SIL SE79-37 and in FAA Safety Recommendation 00.284.
- There is no emergency procedure for extending and locking down both main landing gear legs in flight on this type of aircraft following a failure of the rod end.
- The pilot made the emergency landing after taking the proper precautions.
- The aircraft's passenger compartment retained its integrity and its occupants were able to exit the aircraft under their own power and without sustaining any injuries.

3.2. Causes

The incident was caused by the instantaneous fracture in flight of the main gear actuator rod end, which interrupted the mechanical continuity in the main gear extension and retraction mechanism, thereby rendering it inoperative by failing to transmit the motion of the hydraulic piston to the rest of the system.

Contributing to this incident is the fact that the rod end that was installed on the aircraft was of the original design and had not been replaced with a stronger part without a greasing hole, as per the recommendation in Cessna's SIL SE-79-37.

4. RECOMMENDATIONS

REC 07/14. It is recommended that the FAA require the replacement of the rod end with the original design by the one recommended in Cessna Service Information Letter SE79-37.

APPENDICES

APPENDIX I

Analysis of the fracture surfaces

So as to determine the microfractographic features associated with the fracture process, the two fracture surfaces located at either end of the fragment, labeled as A and B in Figure 6, were analyzed using a scanning electron microscope and an X-ray microanalyzer.

Fracture A

Figure 12 shows a full image of this fracture, which extends to both sides of the central through-hole. At low magnifications there are two regions with a different appearance. These regions are separated as shown by the dashed line.

There is an area near the outer surface of the rod end at either end of the hole with an apparent uniform and non-directional roughness. The rest of the fracture surface, in contrast, exhibits a high directionality along the plane of the rod end and parallel to the through-hole.

Various areas from both fracture regions and on either side of the through hole, numbered in Figure 12, were selected for determination of their microfractographic features.

At high magnifications, area 1, near the hole and very close to the rod end's outer surface, shows a microrelief that cannot be associated with any specific fracture mechanism, but rather with the presence of corrosion products on the surface that prevent a proper observation of the original fracture relief in this area.

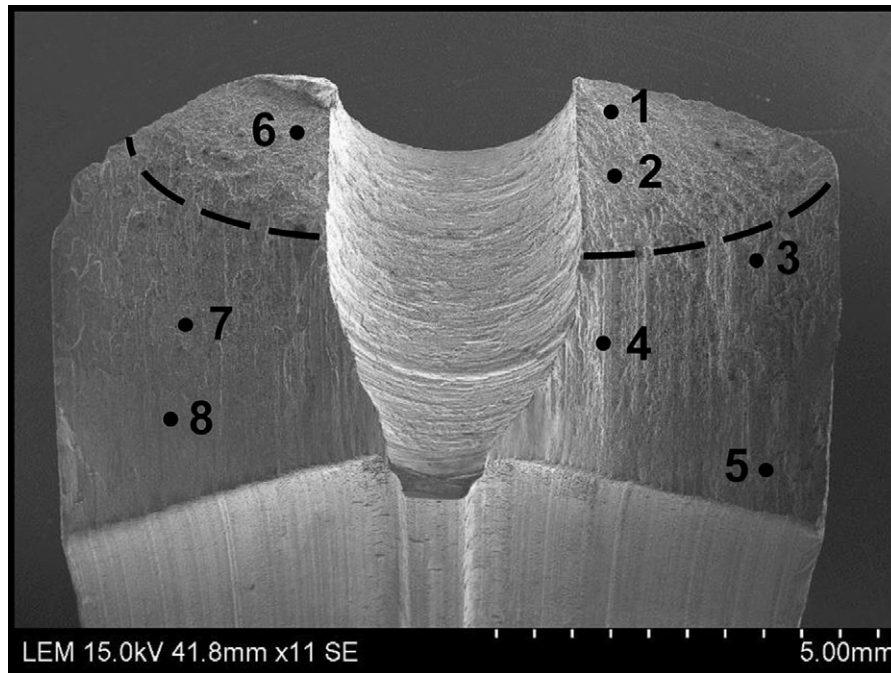


Figure 12. General view of fracture A

The X-ray spectrum emitted by this area revealed the presence of various elements. The Fe (the most abundant element) and probably the Cr are due to the steel used to manufacture the part.

The fracture surface also revealed the presence of significant amounts of C, O, Cu, Zn, Al, Si, S and Cd, explained by the presence of the corrosion products that cover the fracture.

In area 2, situated in the same region as 1 but deeper inside the rod end, shows a prominent microrelief that has also been deteriorated by the subsequent corrosion of the surface. Some points show marks resembling elongated ridges facing from the rod end's outer surface to its inner surface.

The X-ray spectrum for area 2 was similar to that for area 1, though with lower amounts of Cu, Zn, Al, Si, S and Cd.

Area 3, located at the other end of the dashed line but close to it, shows a relief that is similar to that of 2 but with less deterioration due to corrosion, which revealed at some points signs of the plastic deformation that occurred during the failure process.

Area 4 is in the region where the microrelief is directional. At low magnifications, the relief is not that dissimilar from the one found in area 3, though at high magnifications it exhibits evidence of plastic deformation and dome formation with underdeveloped vertical walls.

Area 5 is very close to the rod end's inner surface. Its microrelief consists of clearly developed domes of different sizes. There are also elongated ridges, some parts of which exhibit the presence of a phase, probably a steel inclusion. There are no corrosion products on the surface.

Area 6 is on the other side of the through-hole, near the rod end's outer surface in a position equivalent to area 1's. Its microrelief is identical to that of area 1, with the presence of corrosion products that hamper the observation of the original relief. The X-ray spectrum from this field is completely analogous to that of area 1, with the presence of the same surface contaminants.

Area 7 is in a region where the relief shows a directional elongation. At high magnifications, the microrelief is similar to that of area 4 with signs of plastic deformation and the presence of underdeveloped domes. The X-ray spectrum for this area is similar to that of area 6, but with lower levels of surface contaminants.

Area 8 is near the rod end's inner surface. Its microrelief consists of small domes that are slightly elongated in the direction of the prevailing microrelief present in that region. There are no corrosion products on the fracture surface. The spectrum for this area does

not indicate the presence of unexpected elements, which is consistent with the absence of corrosion products.

Fracture B

Figure 13 shows a general view of fracture B, which is at the other end of the rod end fragment that was analyzed.

At low magnifications, its relief is uniform throughout the surface and slightly oriented from the outer surface to the inner.

Area 9 typifies this fracture. At high magnifications we can see a microrelief consisting of domes and elongated ridges that are similar to and in the same direction as those noted for fracture A. There are also sections of the fracture surface that are covered in corrosion products, while other sections appear unaffected.

An X-ray microanalysis was conducted for one of the areas with corrosion products. This spectrum revealed the presence of the same contaminants seen in the spectra for the other corroded regions. This is in contrast to the spectra for the unaffected areas, which do not show the presence of Cu, Zn, S or Cd.

Finally, area 10 is near the rod end's inner surface. Its microrelief consists of clearly developed domes. There are also some elongated ridges with inclusions in their interiors. There are no regions with corrosion products.

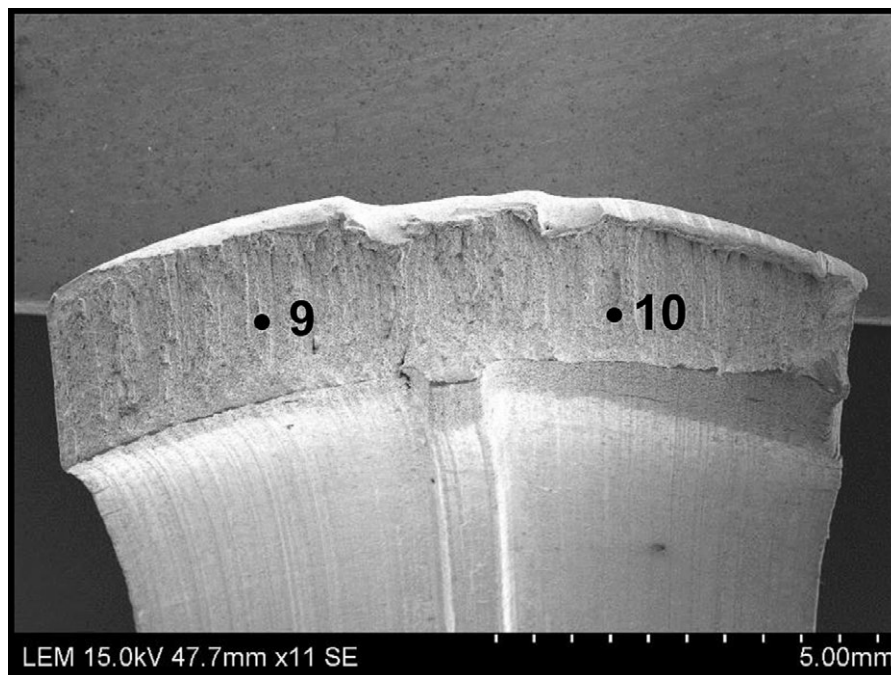


Figure 13. General view of fracture B

The X-ray spectrum of this area did, however, reveal the presence of small quantities of surface contaminants (Cu, Na, Al, Si, S, Cl and Cd).

Fracture growth

The rod end fragment analyzed exhibits significant plastic deformation. This resulted in the inner surface losing the circular shape it must have had originally.

This deformation is much more pronounced in the thinnest area of the fragment, next to fracture B (see Figure 6).

This indicates that fracture A was the first area to break. The fracture in this area was helped by the presence of the through-hole present there.

Once fracture A occurred, the force exerted on the rod end at that moment resulted in a significant plastic deformation that caused the rod end to open and then to fracture along area B.

Fracture A most likely started on the outer surface of the rod end at either side of the through-hole. Since the microrelief of the fracture could not be observed in these areas given that it was covered in corrosion products, it was not possible to accurately determine the fracture mechanism at work in this area.

As the fracture progressed toward the inner surface of the rod end, the appearance of the relief at low magnifications undergoes a change as it takes on a certain directionality.

In the central part of fracture A, on either side of the through-hole, we start to see signs of plastic deformation and the presence of underdeveloped domes, both features typically associated with instantaneous fracture processes of a ductile nature. The surface contamination in these central areas is much lower than that on the outer surface of the rod end.

Near the inner surface of the rod end the microrelief reveals the abundant presence of domes with no surface deterioration or significant amounts of contaminants.

The presence of a fracture area near the outer surface of the rod end and on both sides of the through-hole, along with a microrelief different from that found in the rest of the fracture, as well as the fact that this entire area is completely covered in corrosion products, could indicate that this area fractured before the rest of the rod end.

In the central part of fracture A, however, in the region with the more directional relief, the microrelief does not appear very different from that of the region discussed above. It also exhibits surface corrosion, though to a lesser extent.

Near the rod end's inner surface the fracture surface is populated by domes, indicating a ductile failure that occurred instantaneously.

The ridge-shaped reliefs that appear in various areas of fracture A could be associated with the presence of elongated inclusions in the steel used to manufacture the part.

This might indicate the development of a classical fatigue crack on the outer surface of the rod end and on either side of the through-hole. The subsequent corrosion of the fracture surface in this area prevents seeing the microfractographic features, and thus categorically confirming or denying the initial presence of a classic fatigue process.

There is, however, one radical difference in the relief of this potential fatigue area and the central fracture area and its directional relief. This potential fatigue area also features the presence of ridge-shaped reliefs, which typically suggests a failure process enhanced by the presence of inclusions, something that is more likely is the fracture process results from an overload than if the growth is driven by fatigue.

As a result, and without being able to rule out the presence of a conventional fatigue failure, it seems more likely that the fracture of the outer surface of the rod end was caused by an overload.

The complete fracture of area A of the rod end could have occurred due to a single static overload, which originated the entire fracture surface all at once, or due to the application of successive overloads, which would have made the crack grow in stages until the eventual fracture, which could be regarded as a fatigue process with a very low number of cycles.

The presence of areas fully covered in corrosion products (next to the rod end's outer surface) and of areas practically free from corrosion (next to the inner surface) could confirm the hypothesis that the fracture progressed in several stages, with the first areas to crack corroding more.

The fracture of area B clearly corresponds to a single instantaneous fracture process of a ductile nature that occurred after the fracture of area A. This fracture surface was the last to form, and it also exhibits regions that underwent a corrosive attack very similar to that seen in fracture A.

As a result, the possibility remains that all of the corrosion on the surface area was produced after a full and instantaneous fracture of area A, followed by area B, with some areas being more corroded than others for unknown reasons.

APPENDIX II



"TAKE YOUR CESSNA HOME
FOR SERVICE AT THE SIGN
OF THE CESSNA SHIELD"

SINGLE ENGINE CUSTOMER CARE SERVICE INFORMATION LETTER

MARKETING DIVISION / CESSNA AIRCRAFT COMPANY / WICHITA, KANSAS 67201 / CABLE ADDRESS - CESSCO WICHITA

REVISION NOTICE: This revised Service Letter supersedes the original issue of SE79-37 dated 8-6-79. Areas of change are marked (■) in the left hand margin. If the previous letter has been complied with, review changes to determine additional requirements.

December 15, 1980

SE79-37
Revision #1

SUBJECT: MAIN GEAR ACTUATOR ROD END

AIRCRAFT APPLICABILITY: 1971 thru 1978 Model 177RG

Serial Numbers
177RG0001 thru 177RG1366
F177RG0001 thru F177RG0177

A new high strength main landing gear actuator rod end (Part Number S2426-6) is now available for the 177RG aircraft.

It is recommended that the present main landing gear actuator rod end be replaced with the new part, prior to or at the next annual inspection.

Instructions for installing this rod end are provided on the opposite side.

Parts required for this improvement are listed below and are available through the Cessna Dealer Organization. The suggested list prices are also indicated.

<u>Part Number</u>	<u>Description</u>	<u>Suggested List Price</u>
S2426-6	Rod End	\$ 76.00 (S) each
AN316-7R	Lock Nut	\$.57 (S) each

* * * * *

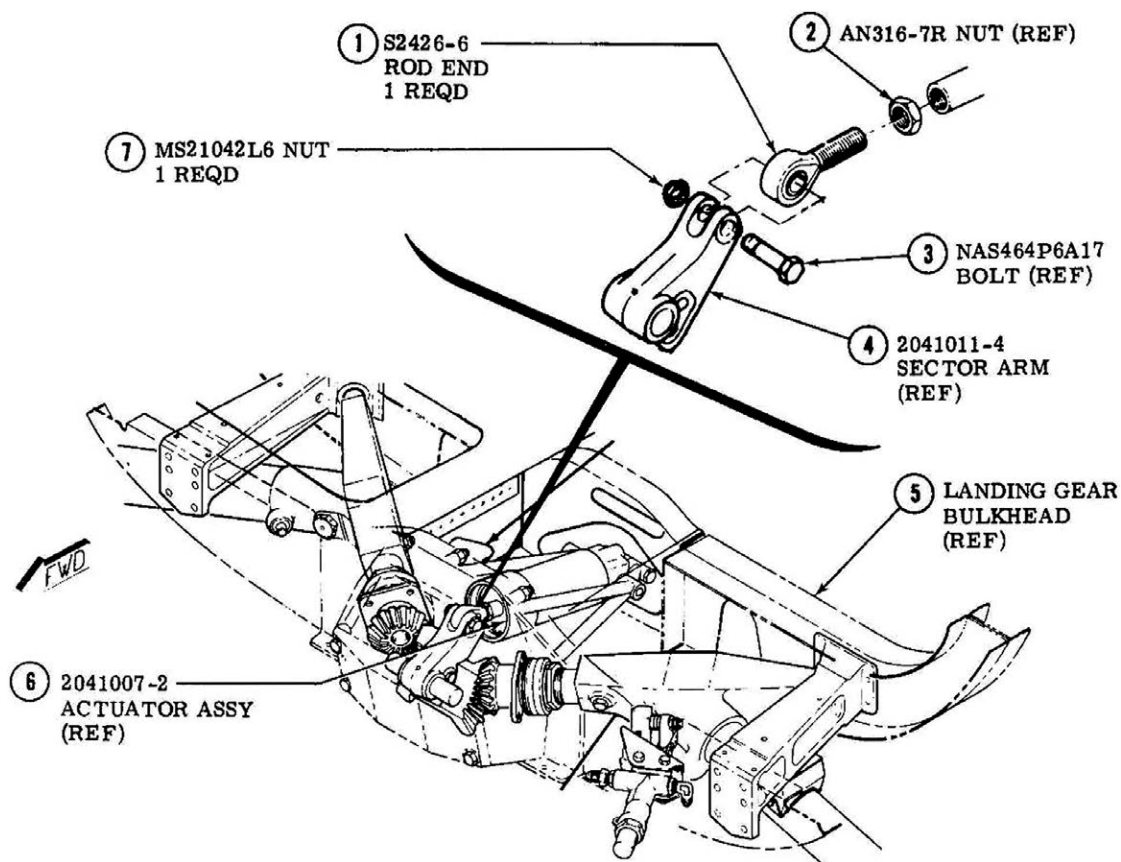
(Owner Notification System - No. 1)

ALL PRICES SUBJECT TO CHANGE WITHOUT NOTICE

CESSNA AIRCRAFT COMPANY

TO OBTAIN SATISFACTORY RESULTS, PROCEDURES SPECIFIED IN THIS SERVICE INFORMATION LETTER MUST BE ACCOMPLISHED IN ACCORDANCE WITH ACCEPTED METHODS AND PREVAILING GOVERNMENT REGULATIONS. CESSNA AIRCRAFT COMPANY CANNOT BE RESPONSIBLE FOR THE QUALITY OF THE WORK PERFORMED IN ACCOMPLISHING THIS SERVICE INFORMATION LETTER.

COPYRIGHT 1980 ■ CESSNA AIRCRAFT COMPANY ■ WICHITA, KANSAS USA



MAIN LANDING GEAR ACTUATOR ROD END REPLACEMENT.

1. Put aircraft on jacks in accordance with the appropriate Service/Manual.
2. Remove seats and carpet as required for access to the access plate above main landing gear actuator and remove access plate.
3. Put landing gear in the unlocked position, allowing the main gear to rotate freely.
4. Remove bolt (3) and nut (7) attaching actuator rod end (1) to sector arm (4).
5. Retain bolt (3) and discard nut (7).
6. Loosen locknut (2) and remove rod end (1) from piston rod. Remove locknut from rod end.
7. Install locknut (2) on new rod end (1) and install rod end into piston rod.
8. Adjust rod end and attach to sector gear arm (4) using existing bolt (3) and new nut (7).
9. Use the appropriate Service Manual for main landing gear rigging procedures.
10. Replace all parts previously removed for this replacement.
11. Remove aircraft from jacks.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Saturday, 20 July 2013; 19:48 h ¹
Site	Vicinity of Foz (Lugo, Spain)

AIRCRAFT

Registration	EC-GF8
Type and model	PIPISTREL SINUS 912
Operator	Private

Engines

Type and model	ROTAX 912 UL
Serial number	4408837

CREW

Pilot in command

Age	52 years old
Licence	Glider Pilot (GPL) and ULM Pilot (TULM)
Total flight hours	185 h on a glider and 52:35 h on ULM
Flight hours on the type	41:35 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			1
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Destroyed
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Private
Phase of flight	En route

REPORT

Date of approval	27 November 2013
------------------	------------------

¹ All times in this report are local. To obtain UTC, subtract two hours from local time.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The PIPISTREL SINUS 912 aircraft, registration EC-GF8, arrived on the morning of Saturday, 20 July 2013, at the Villaframil Aerodrome (LEVF), located in the municipality of Ribadeo (Lugo, Spain), from the airfield in Alcazarén, located in the municipality of Alcazarén (Valladolid, Spain), with two occupants onboard. Weather conditions at the Villaframil Aerodrome were changing, with periods of fog.

According to the information provided by the pilot, they carried out several local flights in the morning and, as they were preparing to leave the aerodrome, a thick fog rolled in, as a result of which they decided to stay.



In the afternoon, another aircraft took off, the pilot of which reported clear areas over Foz (Lugo, Spain). In light of this information, they decided to carry out a local flight to evaluate the situation in preparation for returning to the airfield in Alcazarén.

Once airborne, they saw a clear area and headed for it. As they were about to clear the clouds, they were surrounded by a thick fog that disoriented the pilot. By the time they exited the cloud layer, which was located at an altitude of about 900 m, the aircraft was in an uncontrolled spin.

In these circumstances, the pilot decided to deploy the emergency parachute outfitted on the aircraft. When it opened, the aircraft experienced a structural failure that caused both wings and the tail to detach. The cockpit, suspended from the canopy, fell to the ground, with the two occupants inside, who suffered slight bruises.

1.2. Personnel information

The pilot had an Ultralight Pilot's License issued in Spain on 29/03/2011 and valid until 27/03/2014, and a class 1 Medical Certificate valid until 05/03/2014.



He also had a Glider Pilot's Permit issued in Spain on 10/07/1987. The corresponding license had expired on 11/08/2009 and had not been renewed since.

1.3. Aircraft information

The PIPISTREL SINUS aircraft is a high-wing ultralight motor glider made entirely from composite materials. It has a wingspan of 14.97 m and it is 6.6 m long and 1.7 m high. It has a wing surface area of 12.26 m². In its original version its landing gear is in a conventional configuration, with a tail skid. A new version introduced later features a tricycle landing gear with a nose leg. The accident aircraft had this latter configuration. The 912 model is equipped with an 80-HP Rotax 912 UL engine.

This type of aircraft was approved in Spain by the DGAC (Civil Aviation General Directorate) on 22/06/2007. It is covered by AESA (National Aviation Safety Agency) Type Airworthiness Certificate no. 290-I/1, revision no. 3, which was approved on 14/03/2012.

The PIPISTREL SINUS aircraft with registration EC-GF8 and serial number 253SN9120108 had been manufactured in 2008 and it had a maximum authorized weight of 450 kg. It had a ROTAX 912 UL engine installed with serial number 4408837.

The aircraft had a Special Restricted Airworthiness Certificate no. 1403 dated 06/10/2011. With regard to its validity, on the back of said certificate it states:

Based on the M.O. (Ministry Order) of 14 November 1988, this certificate shall be valid for as long as the specifications contained in the Type Airworthiness Certificate referenced in Section 5 of this Certificate apply.

The owner shall be responsible for maintaining and preserving airworthiness conditions.

The National Aviation Safety Agency reserves the right to inspect the status of the aircraft to verify its airworthiness conditions as it sees fit.

At the time of the accident, the aircraft had approximately 110 total hours, the engine had three total hours less, since the aircraft had been operated as a glider during those hours, and both had 20 h since the last 100-h inspection, carried out in June 2013.

1.3.1. Parachute rescue system

The aircraft was equipped with a Galaxy Rocket System (GRS) parachute rescue system, located behind the cockpit. The system consists of a parachute, components to attach it to the aircraft's fuselage, a deployment rocket and an activation handle located in the top part of the cockpit's aft panel.

The system is actuated by pulling the activation handle forward. This launches the rocket upward, which deploys the parachute. A properly functioning parachute will deploy a distance of 15 to 18 m in 0.4 to 0.7 seconds and be fully inflated 3.2 seconds after actuation.

1.3.2. *Flight Manual. Use of the parachute rescue system*

The aircraft's Flight and Maintenance Manual has an appendix that, among other things, includes directions for the use, operation and maintenance of the parachute rescue system. The instructions for using the system state:

Use of parachute rescue system

In situations such as:

- Structural failure.
- Mid-air collision.
- Loss of control over aircraft.
- Engine failure over hostile terrain.
- Pilot incapacitation (incl. heart attack, stroke, temp. blindness, disorientation...).

The parachute MUST be deployed. Prior to firing the system:

- Shut down the engine and set master switch to OFF (key in full left position).
- Shut both fuel valves.
- Fasten safety harnesses tightly.
- Protect your face and body.

To deploy the parachute jerk the activation handle hard a length of at least 30 cm towards the instrument panel.

Once you have pulled the handle and the rocket is deployed, it will be less than two seconds before you feel the impact produced by two forces. The first force is produced by stretching of all the system. The force follows after the inflation of the canopy from opening impact and it will seem to you that the aircraft is pulled backwards briefly. The airspeed is reduced instantly and the aircraft now starts to descend to the ground underneath the canopy.

... / ...

1.4. **Meteorological information**

The area where the accident took place, in the vicinity of Foz, is about 15 km away from the aerodrome of Villaframil, where there is an automatic weather station. In

addition, the Asturias and A Coruña airports are 85 km east and 100 km west of the aerodrome, respectively.

According to information supplied by the AEMET (National Weather Service), the overall situation between 11:00 and 20:00 on 20/07/2013 was one of thermal low pressure over the Iberian Peninsula, with low-level high-pressure areas to the west and north of the peninsula. At high levels, there was instability to the north and northeast of the peninsula, with afternoon storms forming over the peninsula.

The forecast for coastal areas in the province of Lugo called for low clouds with mist and fog, improving temporarily at midday, with weak, variable winds predominantly from the west. The low-level significant weather prognostic chart called for fog and low clouds on the Lugo coast between 05:00 and 11:00, and low clouds for the rest of the day.

The satellite images show low clouds over the Cantabrian coast from A Coruña to the vicinity of Cape Peñas in Asturias, with daytime oscillations, with the area affected diminishing during the midday hours. Areas near Foz were not affected by storms or by precipitation.

Weather and climate conditions at the A Coruña and Asturias airports are very similar, since both are very close to the sea. The general conditions conducive to the formation of low clouds (with the associated mist and fog) that were present on that day are typical in the area, especially in early summer, with an area of clouds forming from the north of the province of A Coruña eastward, sometimes as far as the province of Cantabria.

The A Coruña and Asturias METAR reports for that day reflect that situation with changing visibilities and cloud ceilings. Fog reduced visibility at the Asturias Airport to as little as 300 m between 19:00 and 20:00, while low clouds and fog banks prevailed in the vicinity of the airport the rest of the day. At the A Coruña Airport on 20 July 2013, fog banks reduced visibility to 1,000 m between 11:00 and 20:00, and low clouds prevailed throughout the day, with the cloud ceiling and visibility improving during midday hours. Conditions in the area of Foz were most likely very similar.

As for the conditions recorded by the automatic station in Villaframil, the most significant factor was the presence of weak northwesterly winds throughout the day that pushed a mass of humid, almost saturated air, with a relative humidity of over 90% the entire day and over 95% from 16:00 to 20:00.

2. ANALYSIS

On the afternoon of 20 July 2013, the aircraft took off from the Villaframil Aerodrome with two occupants onboard to make a local flight for the purpose of evaluating the weather conditions in preparation for returning to the airfield in Alcazarén, from where it had departed that same morning.

Once airborne, the aircraft's occupants saw a clear area and headed for it. As they were about to clear the clouds, they were surrounded by a thick fog that disoriented the pilot. By the time they exited the cloud layer, which was located at an altitude of about 900 meters, the aircraft was in an uncontrolled spin.

Weather conditions throughout the day in the area of Villaframil had been characterized by the presence of low clouds and fog banks, with varying visibility and cloud ceilings. This was caused by the presence of weak northwesterly winds that were pushing a mass of almost saturated humid air.

Considering how the presence of fog is conditioned by the existence of 100% relative humidity, and that at a lower relative humidity saturation conditions are reached at higher altitudes, the cloud ceiling was fairly low for a relative humidity value in excess of 95%, as reflected in the weather reports from nearby areas.

In these circumstances, with the aircraft flying at an altitude near the cloud ceiling, it is likely that during the flight, saturation conditions existed at altitudes below the flight level, with the consequent drop in the cloud ceiling causing them to suddenly find themselves in the cloud layer.

Once they were surrounded by clouds, the aircraft's pilot lost all external visual references, became disoriented and lost control. By the time he regained the external references, the aircraft was in an attitude from which the pilot could not recover, so he decided to open the emergency parachute. It should be noted that this is one of the situations described in the aircraft's Flight and Maintenance Manual for its use.

During the parachute's deployment, the aircraft was subjected to the two forces described in 1.3.2, as the nearly instantaneous reduction in the aircraft's speed subjected the structure to loads in excess of design forces. This caused the frame to fracture, with the two wings and the tail detaching. The cockpit fell to the ground suspended from the parachute, which had performed as intended.

3. CONCLUSIONS

The accident took place when the pilot lost control of the aircraft and actuated its emergency parachute, which caused the aircraft's structure to fail in flight.

This happened as a result of flying the aircraft near the cloud ceiling in atmospheric conditions of nearly saturated relative humidity. When the aircraft was suddenly enveloped in clouds, the pilot lost all external visual references and became disoriented.