

CIAIAC

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

Boletín Informativo

1/2012



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

1/2012



**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: 161-12-070-2

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

<u>Referencia</u>	<u>Fecha</u>	<u>Matrícula</u>	<u>Aeronave</u>	<u>Lugar del suceso</u>	
(*) IN-029/2008	05-08-2008	EC-HHX	Cessna 172 RG	Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos .. (Madrid)	1
(*) A-034/2010	12-10-2010	F-GJLM	Pierre Robin DR 400-180	Monte Alkurruntz, valle de Baztán (Navarra)	11
A-036/2010	25-10-2010	EC-DXZ	Bell Helicopter Textron 206-BII	Pozo de la Higuera. Lorca (Murcia)	21
A-002/2011	15-01-2011	EC-HAT	Cessna 172-N «Skyhawk II»	Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos .. (Madrid)	25
A-007/2011	21-09-2008	EC-HXP	Ultramagic N210	Tres Casas (Segovia)	29
IN-024/2011	15-07-2011	EC-JHT	Eurocopter EC-135-T2	Legazpi (Gipuzkoa)	33
A-047/2011	13-11-2011	EC-EYU	Casa 1131-E3B	Proximidades del aeródromo de La Axarquía. Vélez-Málaga	45

ADENDA 49

(*) 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
ATC	Control de tránsito aéreo
ATSB	Air Transportation Safety Board
BEA	Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation civile (France)
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CPL(H)	Licencia de piloto comercial de helicóptero
CRM	Gestión de recursos en cabina
DME	Equipo radiotelemétrico
ft	Pie(s)
GPS	Sistema de posicionamiento global
h	Hora(s)
HEMS	Helicóptero del Servicio Médico de Emergencia
IMC	Condiciones meteorológicas de vuelo por instrumentos
IR(H)	Habilitación de vuelo instrumental de helicóptero
JAR-FCL	Requisitos conjuntos de aviación para las licencias de la tripulación de vuelo
JAR-OPS	Requisitos conjuntos de aviación-operaciones
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetros por hora
kt	Nudo(s)
LESA	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Salamanca
LESO	Indicativo de lugar del Aeropuerto de San Sebastián
m	Metro(s)
m ³	Metro(s) cúbico(s)
mm	Milímetro(s)
MPa	Megapascal(es)
N/A	No afecta
NTSB	National Transportation Safety Board
psi	Libras por pulgada cuadrada
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
TWR	Torre de control de aeródromo
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VOR	Radiofaro omnidireccional de VHF

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	5 de agosto de 2008; 18:40 h¹
Lugar	Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-HHX
Tipo y modelo	CESSNA 172 RG
Explotador	Centro de Formación Aeronáutico Aerofan

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-F1A6
Número de serie	RL-15404-36

TRIPULACIÓN

	Piloto instructor	Alumno a los mandos
Edad	38 años	37 años
Licencia	CPL(A)	Autorización de alumno piloto
Total horas de vuelo	6.500 h	11:17 h
Horas de vuelo en el tipo	4.000 h	11:17 h (3:25 h en 172 RG)

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Circuito de aterrizaje – Viento en cola

INFORME

Fecha de aprobación	25 de enero de 2012
---------------------	----------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 5 de agosto de 2008, la aeronave CESSNA 172 RG, matrícula EC-HHX, realizaba un vuelo de instrucción, consistente en un viaje («routing»), con origen y destino en el Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos y escalas en los aeródromos de Marugán (Segovia) y Robledillo de Mohernando (Guadalajara); a bordo iban un instructor y dos alumnos.

Uno de los alumnos realizó el tramo inicial, entre el Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos y el aeródromo de Marugán, y el otro realizó el resto, con dos tomas en el aeródromo de Robledillo de Mohernando y regreso al Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos, entrando por el punto N («november»).

Cuando se incorporaron al tramo de viento en cola del circuito de aeródromo, sacaron el tren de aterrizaje y se activaron inmediatamente las alarmas, sonora y visual, de tren no bloqueado abajo; al mirar fuera, comprobaron que la pata derecha del tren principal estaba a la mitad de su recorrido, mientras que la otras dos estaban en posición correcta.

El instructor tomó los mandos, comunicó el problema a la Torre de Control del aeropuerto y fueron autorizados para mantenerse en circuito a 4.000 ft. Una vez en el circuito, y en contacto con el controlador y los mecánicos en tierra del operador de la aeronave, realizaron varios ciclos de operación del tren por el procedimiento normal y otros varios por el procedimiento de emergencia. En todos ellos se comprobó que las patas izquierda y de morro del tren operaban correctamente y bloqueaban abajo, mientras que la derecha permanecía hacia la mitad de su recorrido.

La aeronave se mantuvo en circuito, al menos, durante 40 minutos para consumir combustible y, finalmente, aterrizaron en la pista del aeropuerto con el tren fuera; durante la carrera de aterrizaje, la pata derecha se plegó por completo y la aeronave terminó apoyada en ese lado, sobre la punta de ala derecha, el estabilizador horizontal derecho y el final del fuselaje posterior. Los ocupantes de la aeronave no sufrieron daños y abandonaron la aeronave por sus propios medios, mientras que esta fue recuperada en poco tiempo por los servicios de emergencia del aeropuerto y trasladada a un hangar de su operador.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños menores en punta del ala derecha y el cono de cola, y ligeros roces en el final del fuselaje posterior; el estabilizador horizontal derecho sufrió los daños más significativos, doblándose ligeramente hacia arriba al haberse apoyado la

aeronave en él durante el aterrizaje. En la figura 1 se muestran los daños en dicho estabilizador.

Adicionalmente, al inspeccionar el mecanismo de accionamiento de la pata derecha de tren de aterrizaje, se encontró su eje de giro roto por una sección situada, aproximadamente, a 3 mm de su cogida al actuador; en el esquema de la figura 2 se indica la posición de la sección de rotura.



Figura 1. Daños en estabilizador derecho

1.3. Información de aeronave

La aeronave CESSNA 172 RG, con matrícula EC-HHX y número de serie 172RG-0006, había sido fabricada en 1980. Hasta la fecha del incidente, tenía acumuladas un total de 7618 horas de célula y 1855 de motor, casi todas realizadas en vuelos de instrucción. Disponía del Certificado de Aeronavegabilidad n.º 4573, válido hasta el 20 de diciembre de 2008.

Con fecha 16-07-2008, cuando contaba con 7.550:05 h de aeronave y 1797:46 de motor, se le había realizado una revisión básica de 200 horas, en el curso de la que se habían inspeccionado los componentes del tren de aterrizaje, y el 28-06-2008, cuando contaba con 7.598:02 h de aeronave y 1.845:43 de motor, se le había realizado la última revisión de 50 horas.

Por otra parte, la aeronave tenía incorporado el Boletín de Servicio SEB01-02R2 que requiere realizar una inspección por grietas en los actuadores del tren principal de aterrizaje, con líquidos penetrantes fluorescentes. El boletín exige unas acciones iniciales y, después, una inspección cada 500 horas; la última revisión de los actuadores por este motivo se había realizado el 12-06-2008 a las 7.410 h de aeronave; en consecuencia, el potencial remanente del actuador a efectos de dicho Boletín de Servicio era de 360 h en la fecha del incidente.

1.3.1. Funcionamiento del tren principal de la aeronave

En el modelo CESSNA 172 RG, el tren de aterrizaje es retráctil y opera al aplicar la presión hidráulica, generada por la bomba hidráulica de la aeronave, a los actuadores

montados uno en cada pata. La bomba es movida por un motor eléctrico y, cuando está conectada, mantiene una presión en el margen entre 1.000 y 1.500 psi; en todo caso, la bomba se conecta al accionar la palanca de actuación del tren de aterrizaje. En el caso de que la bomba hidráulica no actúe, la tripulación puede extender el tren de aterrizaje dando presión al sistema mediante un actuador manual (procedimiento de emergencia).

El movimiento de las patas del tren se obtiene de forma distinta en la pata de morro y en las principales; así, mientras en la primera, el actuador es lineal y su vástago mueve directamente la estructura de la pata, en las segundas, el actuador es rotatorio y opera como se indica en el esquema de la figura 2. En dicho esquema, obtenido a partir de figuras contenidas en el Manual de Servicio de la aeronave, se representa el funcionamiento para una pata del tren principal; para la otra, sería totalmente simétrico.

Como se ve en la figura 2, el *vástago del actuador* tiene mecanizados unos dientes que engranan en la *rueda dentada* exteriormente, que está integrada en el *actuador* (ver detalle). Al operar el tren, se aplica presión hidráulica, el *vástago del actuador* se desplaza y hace que la *rueda dentada* gire en uno u otro sentido según sea dicho desplazamiento.

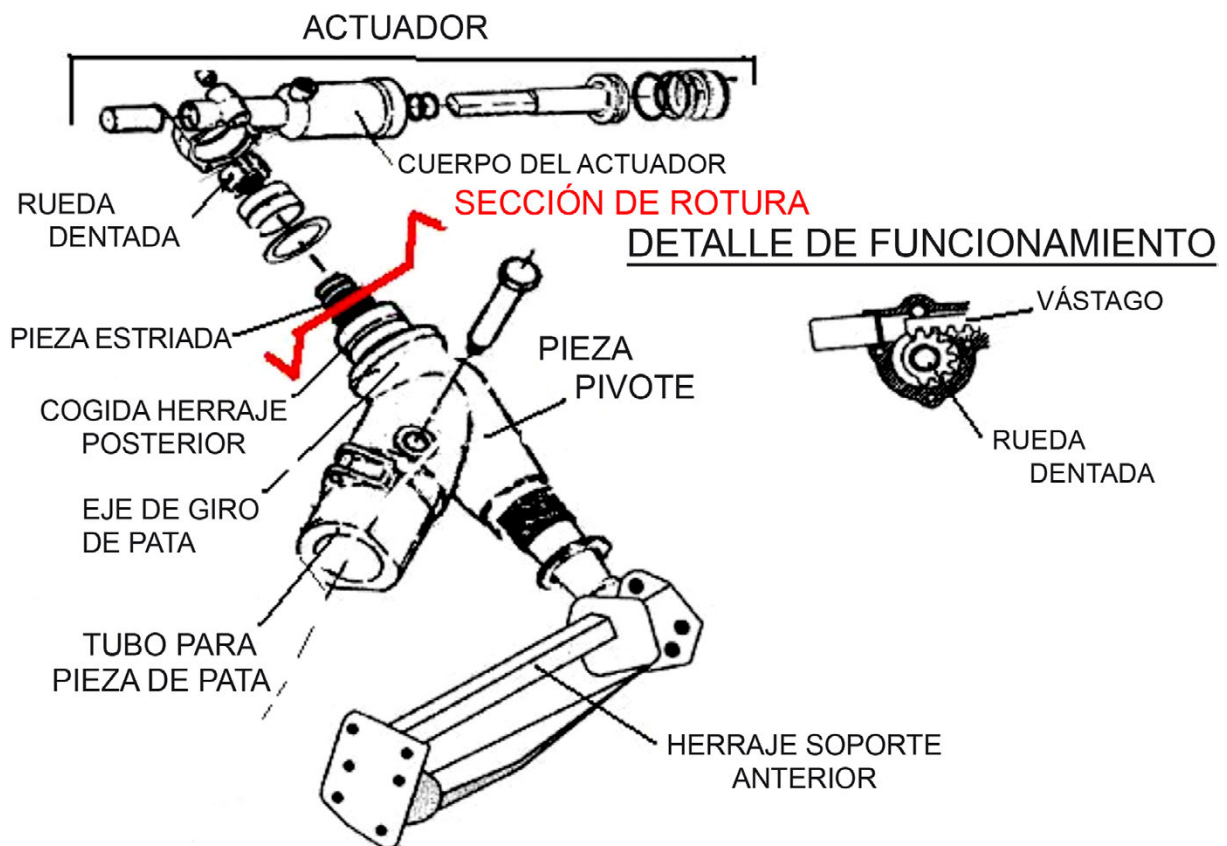


Figura 2. Esquema funcional de pata derecha del tren

La corona interior de la *rueda dentada* está estriada de forma que se acopla a ella un extremo de la *pieza estriada*; el otro extremo de esta pieza está acoplado al *eje de giro de la pata*. Este eje forma parte de la *pieza pivote* que está apoyada, en sus extremos, en unos *herrajes* resistentes, cogidos a la estructura de la aeronave, en los que puede girar con cierta libertad.

La *pieza pivote* contiene, además del indicado *eje de giro*, un *tubo para la pieza de la pata*, que tiene la dirección de ésta y que, por tanto, está inclinado respecto al eje de giro. En este tubo entra la pieza que termina, por el otro extremo, en el soporte del conjunto freno-rueda y que forma la pata propiamente dicha. Este tubo tiene, además, cercano a su inicio, una cogida para el soporte de bloqueo de tren abajo.

La inclinación del *tubo para la pieza de la pata* respecto al *eje de giro* produce que, al girar éste, arrastrado por la *rueda dentada del actuador*, *bascule* la pata entre las posiciones final de su recorrido y retraída, de manera que, en esta última, la rueda esté introducida en su alojamiento del fuselaje.

El soporte del bloqueo de tren abajo está unido a la estructura y, además de bloquear la pata, actúa también, como reacción a las cargas de torsión transmitidas por la rueda durante los movimientos en tierra de la aeronave.

En la figura 2, se ha marcado, en rojo, la posición de la sección de rotura. Como se puede ver, la rotura está en la zona de la cogida del eje de giro al actuador y ocurre, por tanto, en la pieza estriada.

1.3.2. *Mantenimiento del conjunto de actuación del tren principal*

En el Manual de Mantenimiento aplicable figuran las comprobaciones y ajustes necesarios para la correcta operación del tren principal, distribuidas en las revisiones periódicas de 50, 100 y 200 h.

En lo que al actuador y al eje de actuación se refiere, deben someterse a una inspección especial cada 500 h, consistente en: Desmontaje de sus componentes, limpieza e inspección por condición, y sustitución de los elementos que se encuentren dañados. Ninguno de sus elementos tiene límite de vida por fatiga.

1.4. **Inspección del sistema de actuación de la pata derecha del tren principal**

En primer lugar, se procedió a desmontar el actuador y probarlo en banco; el resultado de la prueba funcional fue correcto.



Figura 3. Despiece del actuador de tren

Posteriormente, se procedió a su despiece, separando del conjunto la rueda dentada con el trozo roto de la pieza estriada, al objeto de examinar con detalle la rotura.

En la figura 3 se muestra el despiece del actuador en sus componentes principales; en ellos se observa que los daños más notables encontrados fueron: La rotura de la pieza estriada por una sección que, en su parte inferior, empezaba al nivel de la cogida de la rueda dentada y, en la superior, llegaba a estar a unos 3 mm de la misma, la deformación del eje de la propia rueda dentada con respecto a su tapa y, en la cara plana del vástago, algunas marcas perpendiculares a su eje.

La deformación del eje de la rueda dentada parecía haberse producido al inclinarse el eje a medida que avanzaba la rotura y las marcas en el vástago se estimó que correspondían a las distintas posiciones en las que se situó el vástago contra el rodillo del actuador, en los diferentes intentos de accionamiento de tren durante el vuelo en circuito a 4.000 ft y ya con el eje de giro roto.



Figura 4. Sección de rotura del eje

La rotura en la sección indicada del eje de giro es, básicamente, perpendicular a la estrías y, por tanto, al eje de giro de la pata derecha; en la figura 4 se muestra una vista frontal de la sección de rotura del eje, del lado de la rueda dentada.

1.4.1. Estudio de la rotura en laboratorio

Los elementos del sistema de actuación de la pata derecha del tren principal se enviaron para su estudio en laboratorio; dicho estudio consistió en la observación visual del conjunto, la caracterización del material del eje de giro y de la rotura que presentaba este, y la determinación de las condiciones de funcionamiento que pudieron dar lugar la rotura de la pieza.

A continuación se exponen los resultados de dicho estudio.

1.4.1.1. Observación visual

Como se observa en la figura 5, el trozo roto del eje de unión del actuador al elemento giratorio (pivote) presentaba una rotura de desarrollo prácticamente circunferencial situada en la zona del radio de acuerdo con el trozo que había quedado empotrado en el pivote.

La zona estriada presentaba grietas longitudinales paralelas en la zona de rebaje contigua a la rotura (véase parte superior de la imagen en la figura 5); estas grietas penetraban en el material en la zona dentada.

La zona rebajada, donde se observaban las grietas longitudinales, presentaba una deformación plástica con una inclinación respecto a la generatriz del eje.



Figura 5. Zona estriada

1.4.1.2. Caracterización del material

La composición química del material correspondía a una aleación de aluminio, del tipo Al-Zn, tipificada como EN AW-7175; la dureza que presentaba correspondía, en este tipo de aleación, a una resistencia aproximada de 450 MPa y su microestructura indicaba que había recibido un tratamiento de templado y maduración.

1.4.1.3. Caracterización de la rotura

La superficie de la rotura de la pieza presentaba unos caracteres macrofractográficos y microfractográficos típicos de roturas progresivas por el mecanismo de fatiga.

Las grietas longitudinales que se encontraron en el eje estriado se iniciaban en el exterior del estriado, tanto en los valles, como en los flancos y en las crestas del mismo. Observadas en probeta metalográfica obtenida por corte transversal al eje no se apreció ningún tipo de defecto metalúrgico ni señales de corrosión (véase figura 6).

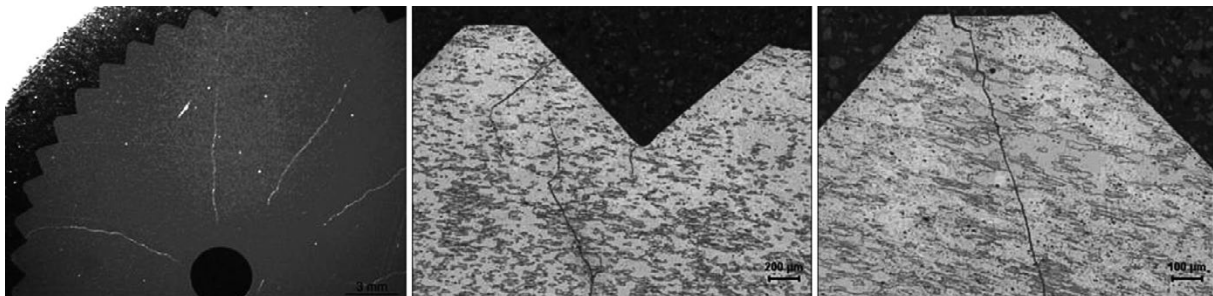


Figura 6. Corte transversal próximo a la zona de rotura. Detalles de las grietas

1.4.1.4. Condiciones de funcionamiento

En las paredes interiores del actuador y en la pared interior de la tapa del mismo se encontraron marcas de rozamiento e indentación, indicativas de que el eje del pivote había sufrido desplazamientos en la dirección paralela al eje longitudinal del actuador, así como en dirección circunferencial respecto a la pared interior del anillo. Se considera que estos desplazamientos habían sido consecuencia de un desalineamiento durante el funcionamiento del pivote.

Por otro lado, en la pared cilíndrica interior del extremo del pivote opuesto a la fractura, se observaron marcas en sentido longitudinal indicativas de que el pivote había sufrido desplazamientos en su eje longitudinal. Se considera que estos desplazamientos habían sido consecuencia de un desajuste en el montaje.

1.4.1.5. Conclusiones del estudio

De todo lo expuesto en los apartados anteriores, se obtienen las siguientes conclusiones:

- a) El material con el que estaba fabricado la pieza cumplía con las especificaciones del diseño y no presentaba defectos significativos que justificaran una menor resistencia del material del eje estriado en las condiciones en que ocurrió la rotura.
- b) La rotura se había producido por el mecanismo de fatiga y debida a la acción de cargas de torsión.
- c) No se observó ningún tipo de defecto metalúrgico ni señales de corrosión en el origen de las grietas de fatiga longitudinales. El radio de acuerdo de la zona estriada se considera aceptable.
- d) Como consecuencia de las diversas marcas y señales encontradas en las piezas estudiadas se puede concluir que la causa que originó el proceso de fatiga, que concluyó en la rotura del eje, había sido puramente mecánica y probablemente debida a un cierto desalineamiento del eje del pivote respecto de su eje de giro.

1.5. Antecedentes de roturas del sistema de actuación del tren principal

Se consultó al fabricante y al NTSB de Estados Unidos sobre la experiencia de fallos en servicio del sistema de actuación del tren principal en este tipo de aeronaves.

El NTSB informó que en sus bases de datos figuraban 11 casos, ocurridos entre noviembre de 1997 y junio de 2011, distribuidos de la siguiente forma:

- Fallo en el sistema de actuación: 3 casos.
- Fallo en el conjunto del actuador: 8 casos, de ellos:
 - Roturas por sobrecarga: 6 casos.
 - Roturas por fatiga: 2 casos.

En los dos casos de roturas por fatiga, estas se produjeron en el anillo del cuerpo del actuador en cuyo interior gira la rueda dentada; no disponía de antecedentes sobre roturas del eje de la rueda dentada.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

En primer lugar, cabe destacar que la rotura encontrada en el eje de giro de la pata derecha del tren principal de aterrizaje de la aeronave dejaba a esta sin conexión con su actuador de accionamiento, motivo por el que la rotura de dicho eje impedía que se realizase la extensión y retracción de la pata. Debido a que el sistema de extensión del tren por el procedimiento de emergencia actúa dando presión manualmente al circuito hidráulico, la rotura del eje también impedía que se realizase la extensión del tren en emergencia.

En lo que a la rotura se refiere, se ha determinado que presentaba características de haberse producido por el mecanismo de fatiga y debida a la acción de cargas de torsión; debido a la geometría del conjunto, este tipo de cargas oscilantes en los ejes de giro de las patas del tren de aterrizaje se producen durante el rodaje de la aeronave en tierra, como consecuencia de las acciones y reacciones entre las ruedas y el terreno.

Como se ha indicado en el penúltimo párrafo de 1.3.1, el soporte de bloqueo de tren abajo, además de mantener la pata en su posición, también soporta las cargas de torsión transmitidas por las ruedas durante la rodadura en tierra de la aeronave; otra cosa es que amortigüe las vibraciones correspondientes a las cargas oscilantes que se producen y que se han comentado en el párrafo anterior. Por este motivo, se considera que el eje de giro de la pata está sometido directamente a cargas oscilantes de torsión producidas durante la rodadura de la aeronave en tierra.

Por otra parte, en el estudio realizado en laboratorio se comprobó que había un cierto desalineamiento del eje del pivote respecto de su eje de giro y que este pudo ser el desencadenante, puramente mecánico, del proceso de rotura por fatiga a torsión que se produjo en la zona estriada del eje de giro de la pata derecha del tren principal de aterrizaje de la aeronave. Tal y como se encontró el conjunto después de haberse producido la rotura, no fue posible comprobar si el origen de dicho desalineamiento pudo ser consecuencia de un montaje incorrecto o de holguras excesivas en el mismo.

Finalmente, como se ha indicado en 1.5, no se han encontrado antecedentes de roturas en servicio de características similares a la que se produjo en este incidente, por lo se considera que se trata de un caso puntual; esto permite descartar que la rotura esté relacionada con el diseño de la pieza y se considere más probable que lo esté con el montaje y/o el mantenimiento de la misma.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 12 de octubre de 2010; 12:17 h local¹
Lugar	Monte Alkurruntz, valle de Baztán (Navarra)

AERONAVE

Matrícula	F-GJLM
Tipo y modelo	PIERRE ROBIN DR 400-180
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-A
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	70 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	618 h
Horas de vuelo en el tipo	618 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación	1		
Pasajeros	2		
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruida
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Ruta

INFORME

Fecha de aprobación	25 de enero de 2012
---------------------	----------------------------

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local salvo que se indique específicamente lo contrario.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave Robin DR 400-180, de matrícula F-GJLM, despegó el martes 12 de octubre de 2010 a las 10:36 h, con tres personas a bordo, del aeropuerto de Lezignan-Corbieres, en el sur de Francia. Participaba junto con otras 11 aeronaves en un rally aéreo benéfico de 18 días de duración, el Raid Latecoere, cuyo destino final era el aeropuerto de Saint-Louis en Senegal.

Las aeronaves habían llegado al aeródromo de partida el jueves 7 de octubre con intención de iniciar el rally el sábado por la mañana atravesando la península por la costa este (Valencia, Almería y Gibraltar). La salida se tuvo que retrasar debido a las condiciones meteorológicas. El lunes 11 de octubre las previsiones meteorológicas para la ruta inicial seguían siendo malas pero por el oeste permitían el vuelo, por lo que todos los participantes decidieron rehacer la ruta por el norte de los pirineos hasta Biarritz y San Sebastián. En San Sebastián (LESO) iban a repostar y continuar el viaje hasta el aeropuerto de Salamanca (LESA).

De acuerdo con esta nueva planificación, el martes 12 de octubre despegaron todas las aeronaves, la F-GJLM en la posición número 6. Según la declaración del organizador del rally, éste despegó el primero y cuando comprobó que meteorológicamente la llegada a Biarritz era posible informó al resto de las aeronaves para que iniciaran el vuelo. Todas las aeronaves iban equipadas con un sistema de seguimiento de la posición por satélite (GPS). La figura 1 muestra las trayectorias obtenidas de este sistema y se observa que

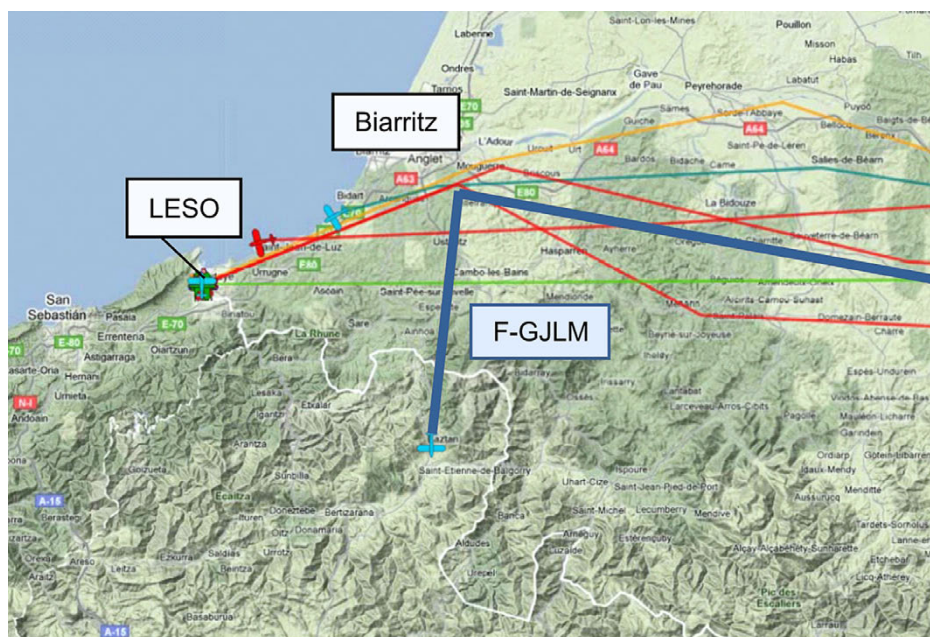


Figura 1. Seguimiento del rally: trayectorias de otras aeronaves del rally y de F-GJLM

la aeronave accidentada volaba hacia el VOR/DME de Biarritz en un rumbo prácticamente oeste hasta que a las 12:00 h, en lugar de continuar hacia San Sebastián en rumbo suroeste como el resto de las aeronaves, viró hacia el sur adentrándose en los Pirineos.

La aeronave mantuvo el rumbo sur durante 11 minutos hasta sobrevolar la localidad de Elizondo. Después volvió hacia el norte y a las 12:17 h se produjo el impacto de la aeronave contra la ladera noreste del monte Alkurruntz a 1.710 ft de altitud. La localización de los restos se produjo a las 12:44 h por tres personas que pasaban por la zona.

La aeronave quedó completamente destrozada y las tres personas a bordo, según la autopsia realizada, fallecieron como consecuencia de politraumatismos producidos en el impacto.

1.2. Información personal

Las tres personas a bordo eran pilotos y contaban con licencia de piloto privado y ninguna habilitación de vuelo instrumental. Sus edades eran 77, 70 y 58 años.

Según la información cumplimentada en el plan de vuelo el piloto iba a ser el ocupante de 77 años de edad, aunque con posterioridad al accidente se supo, por una fotografía tomada antes del despegue, que la persona sentada en el asiento del piloto era la de 70 años. Corroborando esta información, entre la documentación recogida en el lugar del accidente, se encontró un cuaderno de notas en que se indicaba que el piloto era la persona de 70 años de edad.

Los libros de vuelo de cada uno de los ocupantes indicaban la siguiente experiencia:

Ocupante (edad)	Horas de vuelo		
	Doble mando	Piloto a los mandos	Total
70 (piloto)	166	452	618
77	134	707	841
58	54	660	714

Tabla 1. Experiencia de las personas a bordo

Las anotaciones en el libro de vuelo del piloto a los mandos indican que había volado habitualmente con esa aeronave. El último vuelo había sido de 1 hora tres semanas antes y los últimos tres meses había volado 11 horas.

1.3. Información sobre la aeronave

En el momento del accidente la aeronave acumulaba 3.757 h y el motor 5.160 h totales. El último año había volado 80 horas y las revisiones efectuadas habían sido las siguientes:

- 05/10/2010: revisión de 50 horas con 3.754 h de aeronave.
- 08/07/2010: revisión de 500 horas con 3.724 h de aeronave.
- 24/10/2009: revisión de 50 horas con 3.673 h de aeronave.

1.4. Información meteorológica

Según la declaración de las personas que hallaron la aeronave, en el lugar del accidente había niebla densa y la visibilidad era menor de 20 m. Las patrullas de la Guardia Civil y la Policía Foral que accedieron al lugar del accidente alrededor de las 13:00 h indicaron que había una niebla densa. La imagen del METEOSAT de las 13:00 h muestra el cielo cubierto de nubes bajas en el valle de Baztán.

1.5. Ayudas para la navegación

La figura 2 muestra la traza radar de la aeronave durante los últimos 17 minutos de vuelo.

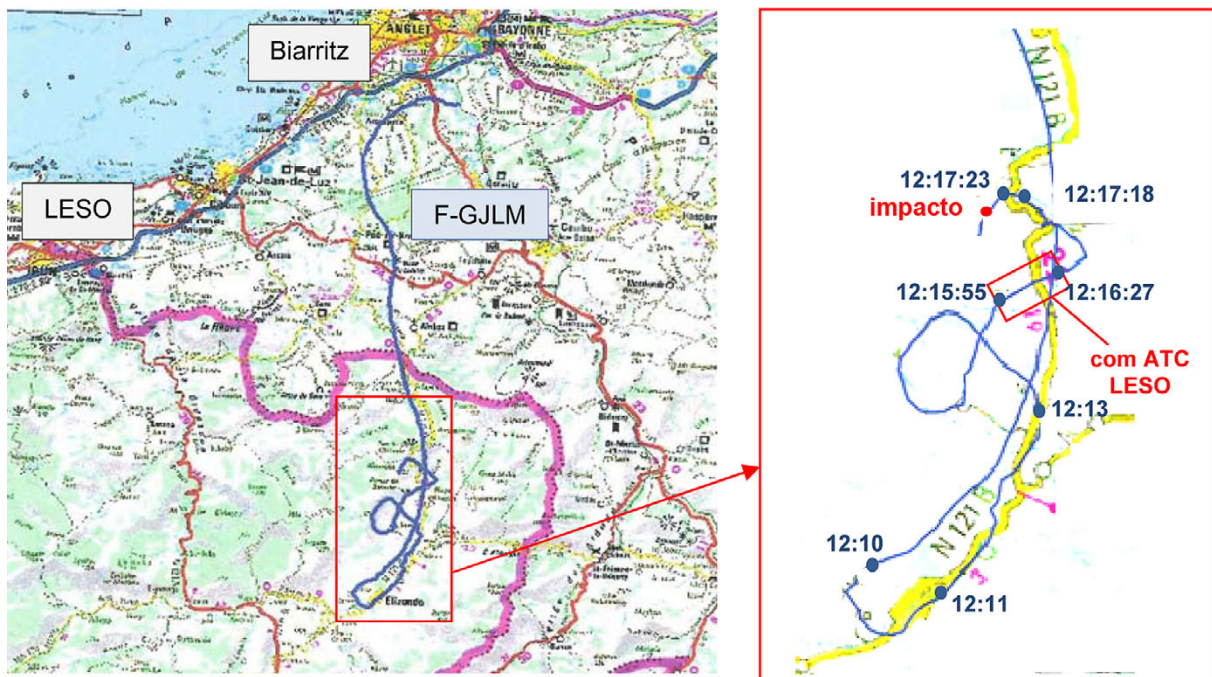


Figura 2. Trayectoria radar durante los últimos 17 minutos de vuelo

A las 12:00 h, llegando a Biarritz, la aeronave modificó su rumbo hacia el sur. Siguió la carretera N121B hasta la localidad de Elizondo que alcanzó a las 12:11 h. A partir de este momento, la aeronave inició el trayecto de vuelta en rumbo norte. Los dos minutos siguientes siguió la carretera N121B, luego inició un viraje completo, avanzó hacia el norte y por último, inició otro viraje durante el cual ocurrió el impacto.

12:00-12:10	Trayectoria en rumbo sur siguiendo la carretera N121B. Altitud de 2.200 ft.
12:10-12:11	Inicio de viraje para cambiar de rumbo sur a rumbo norte. Ascenso y descenso 2.200-2.700-1.700 ft.
12:11	Sobrevuelo de Elizondo a 1.700 ft.
12:11-12:13	Trayectoria en rumbo norte siguiendo la carretera N121B. Ascenso de 1.700 a 2.200 ft.
12:13-12:15:55	Viraje completo. Ascenso de 2.200 a 3.500 ft.
12:15:55-12:16:27	Trayecto hacia el noreste y descenso de 3.500 a 3.200 ft. 1.ª comunicación con TWR LESO: 3.500 ft y 100 kt. 2.ª comunicación con TWR LESO: 3.400 ft y 100 kt. 3.ª comunicación con TWR LESO: 3.300 ft y 120 kt.
12:16:27-12:17:18	Trayecto hacia el noroeste.
12:17:23	2.200 ft y 140 kt de velocidad.
12:17:23-12:17:28	Trayecto hacia el sur y descenso de 2.200 a 2.000 ft.
12:17:28	Última traza radar confirmada: altitud 2.000 ft y 140 kt.

Las últimas trazas radar son consistentes con la zona en que se encontraron los restos así como con la orientación de la aeronave en el impacto. Si bien la última traza radar de los servicios de control es de las 12:17:35 h, la posición está ligeramente al sur del monte Alkurruntz y la aeronave se encontró al noreste de este pico, por lo que es probable que sea un eco calculado por el sistema y se descarta como traza válida.

1.6. Comunicaciones

Durante el trayecto las aeronaves iban en comunicación con las diferentes dependencias de control y además en comunicación entre sí. La transcripción de las comunicaciones ATC con la torre de control de San Sebastián (tabla 2) muestra que la aeronave realizó tres comunicaciones con ATC, las dos primeras en francés y la última en inglés en el trayecto que se muestra en la figura 2:

Hora local	ATC TWR LESO	F-GJLM
12:15:55		San Sebastián FLM bon jour
	FLM confirm?	
	FGJLM I read you two. Confirm requesting airfield data?	FGJLM DR40, provenance Lezignan-Corbieres, pur aller ver vous
12:16:27		...Our airfield de depart... (inteligible)
	FLM I confirm wind calm, visibility more than 10 km, scattered 1500 feet, broken 3000, temperature 16, dew point 14 and QNH 1008. Confirm requesting runway 04 or 22?	
12:17:26	FGJLM on frequency?	
	FGJLM?	

Tabla 2. Comunicaciones con la torre de control de LESO

Ante la falta de respuesta de la aeronave, el controlador de LESO se puso en contacto con ATC Biarritz y con el resto de aeronaves en frecuencia para intentar establecer comunicación con la aeronave. El resultado de todos estos intentos fue negativo.

Según las declaraciones realizadas por dos pilotos de otras dos aeronaves del rally oyeron a la aeronave anunciar por radio que se encontraban en condiciones de vuelo instrumental (IMC).

1.7. Registradores de vuelo

La aeronave iba equipada con tres dispositivos de seguimiento de la posición:

- GPS Garmin 92 portátil. Se pudo descargar la información en el laboratorio del organismo de investigación de accidentes de Francia (BEA). Se había registrado el vuelo del accidente y la trayectoria registrada coincidía con la traza radar de los servicios de control de tránsito aéreo.
- GPS Spot sierra eco portátil. Se utilizaba para el seguimiento por parte de la organización del rally. La trayectoria de este dispositivo es la que se muestra en la figura 1.
- GPS Garmin 430 integrado en la aeronave. Debido al impacto quedó completamente destrozado y no pudo obtenerse ninguna información de él.

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

La aeronave impactó contra la ladera noreste del monte Alkurruntz a 1.710 ft de altitud. La zona era muy accidentada con grandes desniveles entre valles y montañas. La altitud



Figura 3. Vista aérea en el sentido del vuelo (izquierda) y distribución de los restos (derecha)

de las montañas que rodeaban el lugar del impacto era de 2.300, 2.800 (monte Alkurruntz) y 3.000 ft.

Los restos mostraban señales de un impacto frontal a gran velocidad. El primer choque de la aeronave se produjo contra un árbol (figura 3) en el que perdió los planos y a continuación contra la ladera del monte Alkurruntz. La aeronave, fabricada de madera y tela, se destrozó en partes de pequeñas dimensiones que se diseminaron por la ladera. La distancia entre el árbol y los restos más alejados era de 68 m. Los pasajeros y el piloto quedaron a una distancia entre 51 y 68 m, la hélice salió disparada a 47 m y el motor y el empenaje de cola quedaron a 27 m. La tela de uno de los planos quedó colgando del árbol y los restos del otro plano se encontraron en el suelo.

La forma en que estaban cortadas algunas de las ramas del árbol indica que fueron cortadas por la hélice. Otras ramas habían sido arrancadas, arrastradas y quedaron depositadas en el suelo.

La hélice quedó unida a la parte delantera del cigüeñal del motor, que se había fracturado. La fractura del cigüeñal presentaba signos de una sobrecarga a torsión, lo que indica que en el momento del impacto el motor desarrollaba potencia. Los restos del motor no presentaban señales de un fallo anterior al momento del impacto.

Las agujas del anemómetro se quedaron bloqueadas indicando 130 kt.

2. ANÁLISIS

2.1. Análisis del impacto

El impacto se produjo con potencia, a alta velocidad y en rumbo hacia la línea de montañas en la que se encuentra el monte Alkurruntz. Las condiciones meteorológicas

en el lugar del accidente eran de niebla intensa que persistió hasta más de una hora después del accidente, por lo que la última fase del vuelo de la aeronave se produjo en condiciones meteorológicas de vuelo instrumental. La presencia de niebla debió impedir a la tripulación ser consciente de que se dirigían hacia la montaña.

El perfil de vuelo durante los últimos 17 minutos del vuelo, en los que la aeronave ya se había adentrado en los Pirineos, sugiere que hasta las 12:10 h la tripulación no fue consciente de que no estaban en la posición esperada. Hasta las 12:13 h, la trayectoria seguida por la aeronave coincide exactamente con el trazado de la carretera N121B, por lo que hasta ese momento estarían en condiciones meteorológicas de vuelo visual. La modificación del rumbo de sur a norte por la misma carretera, los virajes y los ascensos hasta 3.500 y 3.700 ft para ganar altitud son maniobras indicadas cuando una aeronave se ha perdido y desea volver hacia un punto reconocible de su ruta planificada.

Las últimas trazas radar antes del impacto indican un descenso muy pronunciado en muy poco tiempo en el que la aeronave ganó velocidad hasta los 140 kt. Este descenso se produjo en la zona en la que había niebla y es probable que esta maniobra respondiera a un intento de encontrar una zona baja con visibilidad. El impacto se produjo a una altitud de 1.710 ft y 130 kt y la última traza radar válida es de 2.000 ft y 140 kt de velocidad.

Las tres comunicaciones que realizó la aeronave con la torre de control de LESO se produjeron en un espacio de tiempo de 32 segundos. La última comunicación se realizó aproximadamente un minuto antes del impacto y en ella no declaró emergencia, ni informó sobre su posición o la situación en la que se encontraba.

Se descarta cualquier tipo de problema relacionado con el funcionamiento de la aeronave, con el combustible o con el motor.

2.2. Análisis del desvío de la trayectoria planificada

La aeronave se desvió en Biarritz hacia el sur en lugar de dirigirse hacia el suroeste como hicieron el resto de aeronaves. La investigación no ha podido clarificar el motivo por el cual la aeronave se adentró en los Pirineos.

La prolongación de la trayectoria en rumbo sur llega hasta el aeropuerto de Pamplona, por lo que una de las opciones que se consideran probables es que introdujeran las coordenadas de alguna de las radioayudas de Pamplona por error y que se hubiesen dirigido hacia ella. El equipo en el que hubiesen metido los puntos de navegación es el GPS Garmin 430 integrado en la aeronave, pero quedó destrozado en el impacto y no se pudo descargar ninguna información. Por este motivo esta hipótesis, que se considera la más probable, no se ha podido confirmar.

3. CONCLUSIONES

3.1. Conclusiones

- La ruta planificada inicialmente se modificó el día anterior al accidente debido a las condiciones meteorológicas.
- La experiencia de las personas a bordo, como pilotos privados, era principalmente en condiciones de vuelo visual.
- Ninguno de los ocupantes tenía habilitación en vuelo instrumental.
- La aeronave se desvió de su trayectoria esperada 17 minutos antes del accidente y le llevó a adentrarse en los Pirineos, en una zona no esperada.
- Las condiciones meteorológicas pasaron de visual a instrumental debido a la aparición de niebla en el lugar del accidente.
- El accidente se produjo a alta velocidad y con el motor desarrollando potencia.
- No se produjeron problemas relacionados con el funcionamiento de la aeronave o del motor en el accidente.

3.2. Causas

El impacto de la aeronave F-GJLM contra la ladera del monte Alkurruntz se produjo por la aparición de niebla y el consiguiente cambio en las condiciones de vuelo, pasando de un vuelo visual a instrumental. En el momento del accidente la aeronave se encontraba volando en una zona no esperada debido a la selección de un rumbo erróneo 17 minutos antes del accidente.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 25 de octubre 2010; 10:00 h local
Lugar	Pozo de la Higuera. Lorca (Murcia)

AERONAVE

Matrícula	EC-DXZ
Tipo y modelo	BELL HELICOPTER TEXTRON 206-BII
Explotador	Heliswiss Ibérica, S. A.

Motores

Tipo y modelo	ROLLS ROYCE 250C20B
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	42 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero – CPL(H)
Total horas de vuelo	4.013 h
Horas de vuelo en el tipo	2.500 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	En una línea eléctrica

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Agrícola
Fase del vuelo	Maniobrando – Vuelo a baja altura

INFORME

Fecha de aprobación	29 de febrero de 2012
---------------------	------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

El helicóptero despegó a las 09:30 hora local de la localidad de Purias, en el término municipal de Lorca, y voló con destino a una finca, plantada de lechugas, situada al norte de la localidad de Pozo de la Higuera-Lorca (Murcia) para realizar labores de fumigación.

El piloto realizó el reconocimiento aéreo como dispone el Manual de Operaciones, percibiendo la existencia de dos líneas eléctricas que tenían un poste en común y evaluando el viento, que estaba en calma. A continuación diseñó su estrategia de vuelo que consistiría en volar siguiendo las líneas que dibujaban los surcos labrados en la tierra, en dirección este-oeste y al revés, manteniendo una altura desde los patines del tren de aterrizaje hasta el suelo de dos metros aproximadamente y una velocidad

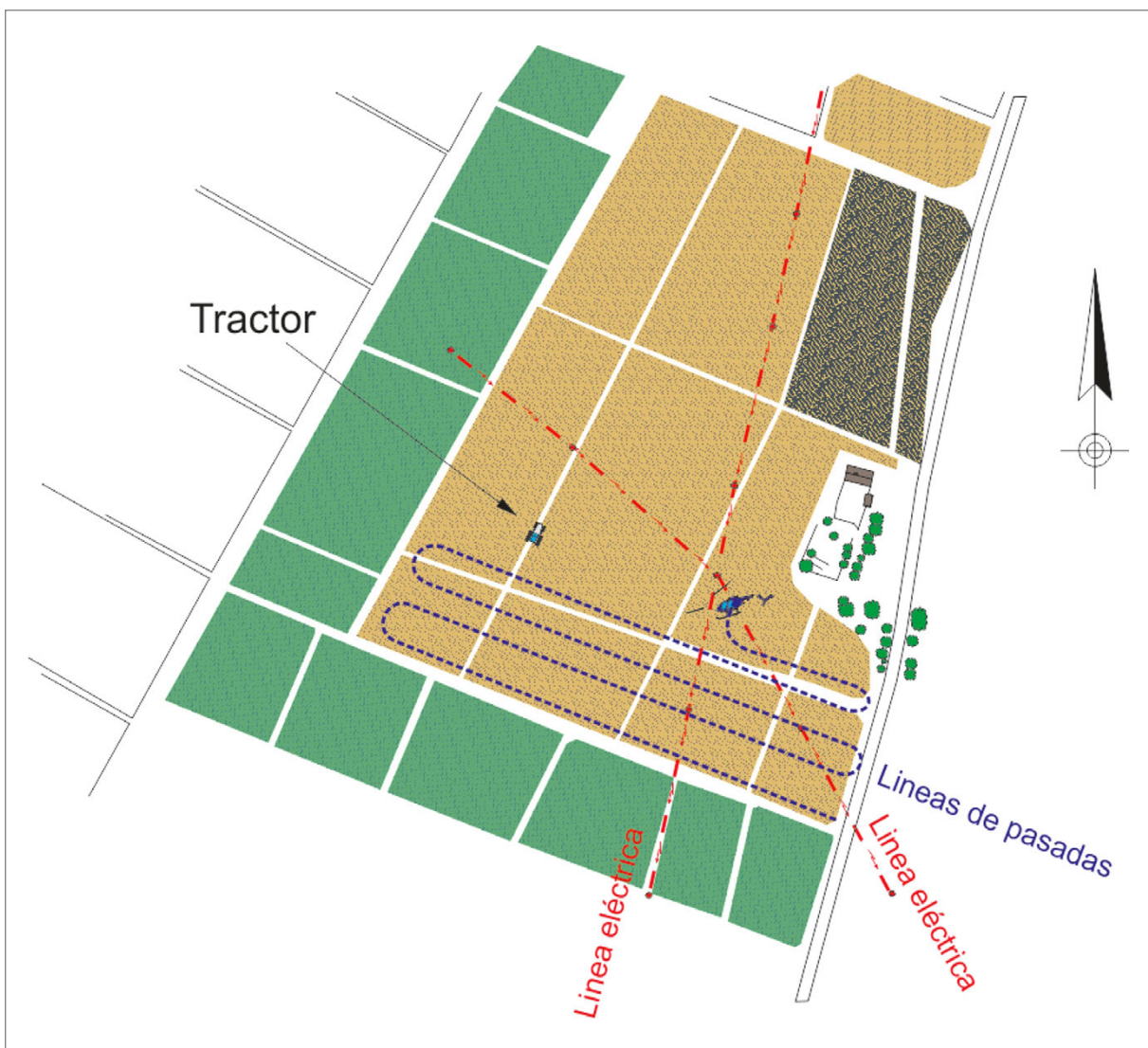


Figura 1. Esquema de los campos, líneas eléctricas y pasadas de vuelo del helicóptero

indicada de aproximadamente 30 kt. Las líneas que cruzaban su trayectoria de vuelo las pasaría por debajo de los cables.

Después de 15 minutos de vuelo en la finca, e iniciada una pasada del este hacia el oeste, el piloto decidió cambiar la estrategia de trabajo debido a la interferencia que le producía uno de los postes y un tractor que aparcó en uno de los caminos de la finca. Para ello, inició un giro hacia la derecha y un ascenso para dirigirse a la zona de inicio de las nuevas pasadas, cuando vio delante de sí unos cables de línea eléctrica que intentó esquivar pasándolos por debajo. El mástil del rotor principal impactó contra el cable y el helicóptero se precipitó contra el suelo volcando sobre el costado derecho. El piloto paró el motor, cortó la energía eléctrica y abandono el helicóptero por el costado izquierdo sin sufrir lesiones.

El piloto tenía una amplia experiencia en labores de fumigación y conocía la finca del suceso de campañas anteriores, siendo ésta la primera vez que trabajaba en el año 2012 en la finca.

El helicóptero tenía daños en el mástil del rotor principal, en el conjunto del rotor de cola, tren de aterrizaje y equipo de fumigación. El mástil del rotor principal estaba seccionado y el conjunto del rotor principal se hallaba separado de la estructura del helicóptero. También se produjeron daños en la línea eléctrica contra la que impactó.

El helicóptero Bell 206-B Jet Ranger II de matrícula EC-DXZ tenía instalado el equipo, Simplex Model 4900 Spray System, de aspersión de líquidos para labores de fumigación y estaba mantenido de acuerdo al programa de mantenimiento aprobado. No llevaba instalado ningún sistema de protección contra impactos con cables.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El piloto tenía una dilatada experiencia en los trabajos de fumigación, conocía la finca de otras campañas anteriores y había realizado el correspondiente reconocimiento aéreo donde observó la existencia de las dos líneas eléctricas existentes y decidió realizar las pasadas de este-oeste cruzando por debajo de las líneas en todas sus pasadas.

El impacto del helicóptero contra los cables sucedió en el momento que el piloto decidía variar el plan de trabajo trazado en un principio, variando su rumbo y altura de vuelo mientras realizaba una de las pasadas de aspersión.

A pesar de que el piloto conocía la existencia de las líneas y atesoraba gran experiencia en fumigación, impactó con una línea que acababa de pasar por debajo. Estudios

recientes¹ demuestran que en un alto porcentaje de los casos, el choque con cables se produce en pilotos que eran conscientes de la existencia de la línea eléctrica contra la que terminaron impactando y que estos impactos tuvieron lugar cuando realizaban o habían hecho cambios en el plan de trabajo. Entre las estrategias que se sugieren para ayudar a los pilotos agroforestales a gestionar el riesgo que suponen los cables durante las operaciones de fumigación está la de volver a valorar los riesgos cuando haya un cambio de planes.

¹ ATSB TRANSPORT SAFETY REPORT. Aviation Research and Analysis Report – AR-2011-028. «Wirestrikes involving known wires: A manageable aerial agricultural hazard».

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 15 de enero de 2011; 16:53 h¹
Lugar	Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-HAT
Tipo y modelo	CESSNA 172-N «Skyhawk II»
Explotador	Escuela de Formación de Pilotos «American Flyers» España, S. L.

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-320-D2J
Número	1

TRIPULACIÓN

Alumno-piloto

Edad	24 años
Licencia	Autorización de alumno piloto
Total horas de vuelo	40:12 h
Horas de vuelo en el tipo	40:12 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Rotura de una arqueta eléctrica de la pista

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Vuelo de instrucción – Solo
Fase del vuelo	Carrera de aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	29 de febrero de 2012
---------------------	------------------------------

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

El alumno piloto despegó por la pista 28 a las 15:52 h tras realizar las comprobaciones usuales de la inspección pre-vuelo de aeronave y de motor sin hallar anomalías. El vuelo transcurrió con normalidad y mantuvo contacto radio con el aeropuerto cuando fue necesario y sin ningún contratiempo, llegando a completar la ruta prevista. La meteorología era buena, con visibilidad total y viento en calma.

A las 16:47 h comunicó a la torre de control que estaba volviendo y sobrevolaba el punto S de entrada al circuito de aeródromo. Unos minutos después fue autorizado para la toma por la pista 28, que tiene una superficie asfaltada de 1.500 m de longitud y 30 de anchura.

La aproximación a pista se realizó, de acuerdo con el testimonio del piloto, con normalidad. Tras el primer contacto con la superficie de pista la aeronave rebotó y cayó de nuevo sobre la pata de morro, en la que se produjo el reventón de la rueda.

A partir de este momento, el alumno piloto perdió el control direccional de la aeronave y la trayectoria de ésta se fue desviando paulatinamente hacia la izquierda llegando a salir de la zona asfaltada de la pista por la zona cercana a la salida rápida J3. Rodando ya por el margen de la pista, la rueda de morro, reventada, golpeó con la tapa de una arqueta que sobresalía entre 8 y 12 cm por encima del suelo.



Figura 1. Daños producidos en y por el tren de morro

La rueda rompió la tapa, que era de material frangible, se hundió en el interior de la arqueta y por efecto del movimiento de la aeronave, chocó con la pared interna de la arqueta. A consecuencia de este golpe, la rueda se separó del tren y la pata de morro ya sin rueda, terminó clavándose en la tierra provocando que la aeronave capotara (véase figura 2).



Figura 2. Posición final de la aeronave

El controlador de torre, que siguió el tramo final de vuelo y el aterrizaje, dijo que la aeronave se aproximó demasiado alta por lo que el piloto debió empujar la palanca de control hacia adelante para hacer descender al avión. Con ello, ganó velocidad y el avión planeó mucho sobre la pista durante la recogida. Vio como el avión rebotó dos o tres veces, cada vez con mayor fuerza, durante la toma. Después avisó a los bomberos, que acudieron a los pocos minutos.

El alumno-piloto resultó ileso y salió de la aeronave por sus propios medios, antes de la llegada de los bomberos.

Se produjo el derrame de combustible por el encastre del ala derecha, combustible que no llegó a arder por la intervención de los bomberos.

El alumno estaba realizando un curso integrado para obtener la licencia de Piloto Comercial CPL(A). Disponía de una autorización de alumno piloto y certificado médico de clase 1 en vigor, válido hasta el 5 de noviembre de 2011.

En el cartilla del alumno aparecen registrados sus vuelos, que comenzaron en abril de 2010 volando de forma continuada hasta finales de agosto de ese año, habiendo

realizado en dicho intervalo un total de 38:42 h de vuelo. Después, no realizó ningún vuelo hasta el 3 de enero de 2011, debido, según la información recogida, a una lesión de rodilla.

Al alumno se le había «soltado para vuelo solo» en junio de 2010 con una experiencia de vuelo de 18 horas, en un vuelo de corta duración con despegue, circuito y aterrizaje, tras doce vuelos de instrucción.

Dos semanas antes del accidente retomó la instrucción de vuelo, volando con un instructor en un vuelo de hora y media de duración. En ese último vuelo con instructor se efectuó una única toma y se programó el primer vuelo de ruta en solitario del alumno, en el que se produjo el accidente.

Se considera que el accidente se produjo por la falta de pericia del alumno. Si bien la normativa aplicable (JAR-FCL) no establece formación específica tras un período de inactividad, la decisión de programar un vuelo de ruta en solitario tras un único vuelo de instrucción previo después de cuatro meses de inactividad, no fue idónea y contribuyó a que se produjera el accidente.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 21 de septiembre de 2008; 08:40 h local¹
Lugar	Tres Casas (Segovia)

AERONAVE

Matrícula	EC-HXP
Tipo y modelo	Globo libre, de aire caliente, ULTRAMAGIC N210
Explotador	Globos y Dirigibles Boreal, S. L.

Motores

Tipo y modelo	N/A
Número	N/A

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	53 años
Licencia	Piloto de Globo Libre, con autorización para transporte aéreo comercial
Total horas de vuelo	3.430 h
Horas de vuelo en el tipo	3.430 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros		1	9
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Ninguno
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Vuelo de turismo
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	28 de marzo de 2012
---------------------	----------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Antecedentes

A raíz de un requerimiento por parte del Juzgado de Instrucción n.º 5 de Segovia, la Agencia Estatal de Seguridad Aérea el 4 de marzo de 2011 remitió a la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil una solicitud de información acerca del siniestro de un globo aerostático ocurrido el 21 de septiembre de 2008 en los Altos de la Piedad de Segovia.

No habiendo tenido la CIAIAC hasta ese momento notificación alguna, procedió a la apertura e inicio de la investigación del suceso.

1.2. Reseña del vuelo

El domingo día 21 de septiembre de 2008 el globo libre de aire caliente modelo ULTRAMAGIC N210 con matrícula EC-HXP, despegó de la zona de Altos de la Piedad cercana a la ciudad de Segovia para la realización de un vuelo de turismo sobre dicha ciudad y sus alrededores. El despegue se efectuó a las 8:20 h con el piloto y diez pasajeros a bordo.

Tras 15 minutos de vuelo con total normalidad, el globo realizó un aterrizaje de emergencia ocasionado por un empeoramiento de las condiciones climatológicas.

El aterrizaje resultó duro impactando la barquilla contra los taludes presentes en el terreno y fue arrastrada por el suelo alrededor de 100 m.

Tres de los pasajeros, uno de ellos herido grave, fueron trasladados al Hospital General de Segovia, donde fueron atendidos.

La aeronave resultó sin daños.

1.3. Información meteorológica

Según la información facilitada por la Agencia Estatal de Meteorología, las condiciones meteorológicas más probables en la zona —obtenidas de los datos de la observación sinóptica del Observatorio de Segovia a las 08:00 h y de los de la estación meteorológica automática de Segovia a las 8:40 h, situada a unos 300 m del lugar de despegue del vuelo del accidente—, fueron las siguientes:

- Viento medio en superficie de unos 15 km/h (8 kt) de componente Oeste (278°), con racha máxima de unos 40 km/h (21 kt), también de componente Oeste (estos datos corresponden a las 08:40 h y proceden de la estación automática).

- Visibilidad superior a 10 km en superficie.
- Cielo nuboso con nubes medias y altas y algunas bajas con base entre 600 y 1.000 m.
- Temperatura de 15 °C en superficie.
- Humedad relativa del aire 61%.
- No precipitación ni actividad tormentosa en el intervalo considerado.

1.4. Información de la aeronave

El globo utilizado en el vuelo del accidente era el n.º de serie 210/16 del modelo de aire caliente ULTRAMAGIC N210, clase FAI AX10, fabricado en el año 2001, con capacidad para 6.000 m³ y un peso de 446 kg en configuración estándar. El globo estaba equipado con barquilla C8 para 10 pasajeros y quemador triple Mk-10

La aeronave disponía de Certificado de Aeronavegabilidad, categoría «globo de aire caliente», n.º 4941, expedido por la Dirección General de Aviación Civil el 14 de octubre del 2005.

La aeronave contaba con 373:35 h de vuelo antes del accidente.

Según la información registrada en el Cuaderno de la Aeronave, ésta disponía de las revisiones de mantenimiento debidamente cumplimentadas, conforme a su programa de mantenimiento.

Según se indica en el Manual de Vuelo del globo, en caso de prever un aterrizaje duro o con fuerte viento, el piloto debe proceder como sigue:

- Avisar a los pasajeros que deben flexionar las rodillas, agarrar firmemente las asas en el interior de la barquilla y observar el progreso del aterrizaje.
- Avisar a los pasajeros que no abandonen la barquilla hasta que el piloto lo indique.
- Quitarse las gafas e instruir a los pasajeros que hagan lo mismo.
- Avisar a los pasajeros de un posible segundo impacto.
- Arrojar por la borda todo el lastre posible observando que no dañe a nadie.
- Extinguir las llamas piloto.
- Cerrar todas las válvulas de los depósitos y vaciar los tubos justo antes del impacto.

1.5. Declaración del piloto

Según la manifestación del propio piloto, en el momento del despegue las condiciones meteorológicas eran buenas para el vuelo y el viento estaba en calma. La información consultada no preveía cambios significativos. Tras 15 minutos de vuelo con total normalidad, las condiciones de viento comenzaron a variar haciéndose sentir alguna turbulencia. Poco después, la variación del viento, tanto en intensidad como en

dirección, aumentó muy rápidamente, de manera que dirigía el globo hacia las montañas. Ante estas circunstancias, y dado que no tenía la certeza de poder sobrevolar las montañas con total seguridad, decidió realizar un aterrizaje de emergencia.

Procedió a informar a los pasajeros acerca de la posición a adoptar durante el aterrizaje —pies separados, rodillas flexionadas, músculos en tensión, asa agarrada fuertemente, espaldas empujándose entre sí, quitar o eliminar elementos sueltos y no bajar del globo hasta que él lo indicase—, e informó al equipo de tierra de su posición. Su velocidad GPS en ese momento era alta alcanzando los 42 km/h.

El aterrizaje resultó duro, en un terreno accidentado, seco y con taludes dispersos. La barquilla impactó al menos en dos ocasiones contra sendos taludes presentes en el terreno y fue arrastrada por el suelo alrededor de 100 m.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Las condiciones meteorológicas en el momento del despegue eran adecuadas para la realización del vuelo. Según los datos facilitados por la Agencia Estatal de Meteorología, durante el vuelo se alcanzaron valores altos de intensidad del viento y su dirección hacía dirigir al globo hacia las montañas. Ello motivó que el piloto decidiera realizar un aterrizaje de emergencia.

Durante la realización de dicho aterrizaje el piloto recordó a los pasajeros las instrucciones de seguridad para el caso de un aterrizaje duro, acorde con la información que contenía el Manual de Vuelo del globo.

El accidente se produjo como consecuencia de la alta velocidad de desplazamiento horizontal con respecto al suelo del globo en el momento del aterrizaje de emergencia, decidido a raíz del deterioro repentino de las condiciones de vuelo. El carácter accidentado del terreno contribuyó a agravar los daños ocasionados por el accidente.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 15 de julio de 2011; 13:19 h local¹
Lugar	Legazpi (Gipuzkoa)

AERONAVE

Matrícula	EC-JHT
Tipo y modelo	EUROCOPTER EC-135-T2
Explotador	Inaer Euskadi, S. A. U.

Motores

Tipo y modelo	TURBOMECA ARRIUS-2B2
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Tripulante HEMS ²
Edad	35 años	37 años
Licencia	CPL(H)	Tripulante HEMS
Total horas de vuelo	2.754 h	554 h
Horas de vuelo en el tipo	296 h	404 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			4
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Otros – Servicio aéreo de emergencia
Fase del vuelo	Aproximación

INFORME

Fecha de aprobación	28 de marzo de 2012
---------------------	----------------------------

¹ Todas las horas de este informe son locales.

² HEMS: Helicóptero del Servicio Médico de Emergencia (Apéndice 1 al JAR-OPS 3.005(d)).

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El viernes día 15 de julio de 2011 el helicóptero con matrícula EC-JHT despegó a las 13:02 h del Aeropuerto de Bilbao, con destino al campo de fútbol situado al sur de la población de Legazpi (Gipuzkoa) para atender un servicio médico de emergencia. Quince minutos más tarde el helicóptero alcanzaba la zona norte de Legazpi donde el viento era de componente norte y 5 kt de intensidad según informó la tripulación. Seleccionaron realizar un aterrizaje con rumbo 020° por lo que procedieron hacia el sur del campo de fútbol volando por el centro del valle y al este del campo. Una vez

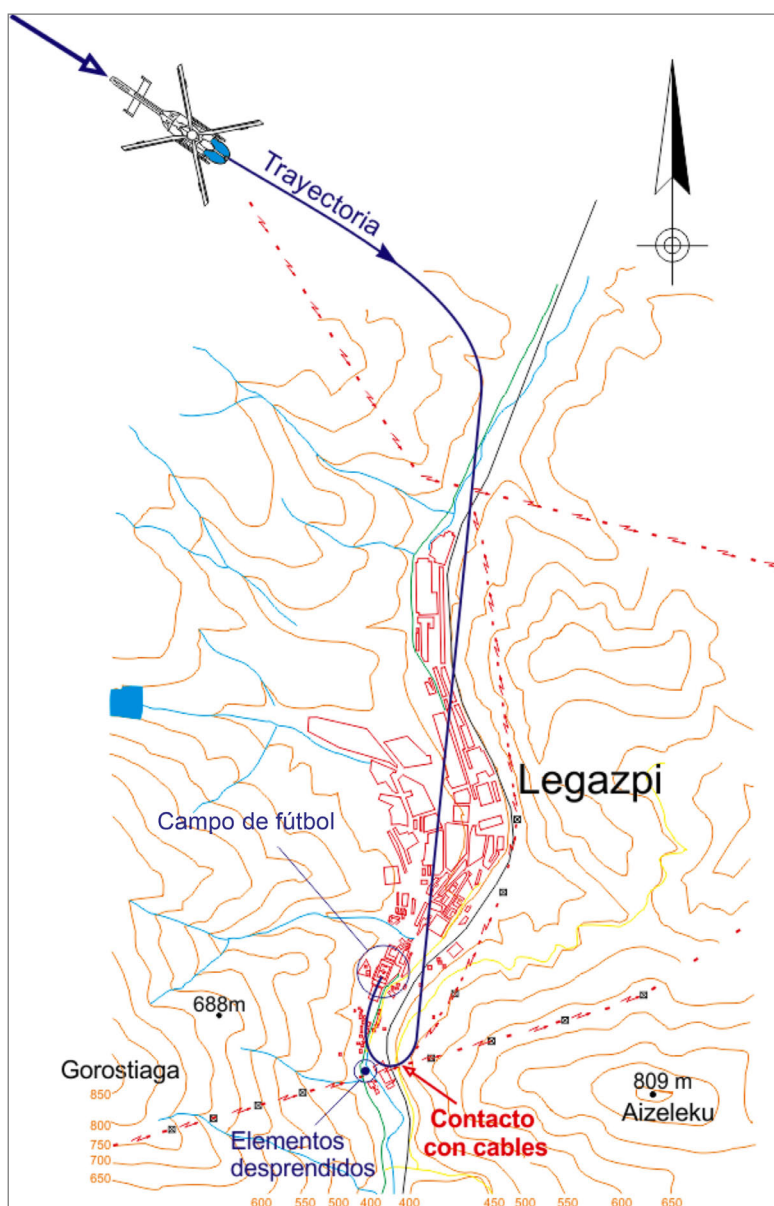


Figura 1. Trayectoria de vuelo y zonas de impacto y aterrizaje

sobrepasado el campo inició la maniobra de aproximación con un viraje a la derecha e instantes después el helicóptero contactó, a lo largo del lateral izquierdo, con un cable de un tendido eléctrico. El piloto pudo controlar el helicóptero y completar el vuelo hasta el aterrizaje en el sitio previsto. Las cuatro personas a bordo del helicóptero resultaron ilesas. En la línea eléctrica no se apreciaron daños.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

Los daños en el helicóptero se hallaban a lo largo de todo su costado izquierdo: cristal delantero izquierdo, puerta de copiloto, puerta corredera izquierda (desprendida en vuelo), rail de la puerta corredera izquierda y daños en el puro de cola con desprendimiento en el aire del estabilizador horizontal izquierdo.

Los elementos desprendidos en vuelo, puerta corredera izquierda y parte del estabilizador izquierdo se hallaron en una zona próxima al lugar del contacto entre el helicóptero y el cable.

1.3. Información sobre el personal

La tripulación de vuelo estaba compuesta por un piloto y la tripulación HEMS la formaban un tripulante HEMS, sentado en el asiento del copiloto y dos técnicos sanitarios situados en el lado izquierdo de la cabina de pasajeros, uno de ellos estaba sentado detrás del copiloto y mirando hacia la cola del helicóptero y el otro frente a éste.

El piloto mantenía en vigor una Licencia de Piloto Comercial de Helicóptero, una Habilitación Tipo EC-135 y una Habilitación IR (H)³. Con fecha del 8 de mayo de 2011 se acredita un diploma de asistencia y aprovechamiento del «Curso Recurrente de Gestión de Recursos Humanos CRM». Su experiencia de vuelo en la zona databa desde 2008 y su experiencia de aterrizaje en el campo de fútbol de Legazpi se limitaba a un aterrizaje efectuado hacía más de un año.

El tripulante HEMS había recibido entrenamiento como miembro de tripulación HEMS, de acuerdo a lo especificado en la norma JAR-OPS 3 Apéndice 1 JAR-OPS 3005(d), impartido por INAER Euskadi, S. A., en marzo de 2009. Entre las misiones encomendadas al tripulante HEMS, por la norma anteriormente citada, está la de asistir al piloto durante la misión. Su experiencia como tripulante HEMS se inició tras recibir el curso de tripulante HEMS. Además contaba con 150 horas de vuelo realizadas en helicóptero para la obtención del título de Piloto Comercial de Helicóptero en el año 2007.

³ Habilitación IR(H): Habilitación Vuelo Instrumental (Helicóptero).

1.4. Información de la aeronave

El helicóptero modelo Eurocopter Deutschland EC-135-T2, con número de serie 0396 y construido en el año 2005, tenía en vigor el Certificado de Aeronavegabilidad y era mantenido de acuerdo al programa de mantenimiento aprobado.

El helicóptero contaba con un sistema de seguimiento de flota a través de una baliza GPS de donde se pudo extraer la trayectoria del helicóptero.

1.5. Información del punto de aterrizaje

La población de Legazpi se halla situada en el centro de un amplio valle cuya dirección aproximada es norte-sur. El valle se estrecha al sur de la población por el acercamiento entre sí de las estribaciones del monte Aizeleku al este y el monte Gorostiaga al oeste. El campo de fútbol se halla situado al sur de la población y próximo a la zona más estrecha del valle.

Al sur del campo de fútbol cruza el valle una línea de alta tensión, cuyos postes se apoyan en las laderas de los montes Aizeleku y Gorostiaga. La distancia entre los dos postes donde contactó el helicóptero es aproximadamente de 720 m y sus postes están situados en cada una de las dos laderas a lo largo de dos zonas de cortafuegos trazadas entre bosques de árboles.

1.6. Ensayos e investigaciones

1.6.1. *Declaración de la tripulación*

La tripulación informó que había revisado la ficha del punto de aterrizaje denominada Legazpi y que no percibieron en ella la línea eléctrica.

La tripulación no percibió los cables hasta que en la ejecución del viraje a la derecha el tripulante sanitario sentado detrás del tripulante HEMS la comunicó por el sistema de intercomunicación del helicóptero, no dando tiempo al piloto a evitar el contacto.

Tras el contacto con el cable el piloto estabilizó el helicóptero, el tripulante HEMS chequeó que los parámetros de motor y rotor eran normales y ante la ausencia de vibraciones anormales el piloto decidió aterrizar en el campo de fútbol.

1.6.2. *Declaración de testigos*

Personal de los servicios públicos del ayuntamiento de Legazpi que esperaban al helicóptero en el campo de fútbol, informaron que vieron como el helicóptero

contactaba con los cables y que varias partes del mismo se desprendían del helicóptero en ese mismo instante.

1.7. Información orgánica y de dirección

El lugar de operaciones del HEMS es definido en el Apéndice 1 al JAR-OPS 3.005(d) como lugar seleccionado por el comandante durante un vuelo de HEMS para aterrizaje y despegue y los requisitos operativos para su uso deberán figurar en el Manual de Operaciones con indicaciones sobre los procedimientos de despegue y aterrizaje en lugares de operaciones de HEMS sin conocimiento previo.

El Manual de Operaciones Suplemento HEMS define dos lugares de operaciones HEMS:

- El lugar relacionado con un incidente o accidente que no es posible pre-planear su uso, y
- Un emplazamiento localizado en un lugar conocido anteriormente e informado en fichas. Este tipo de emplazamiento normalmente será de mayores dimensiones que el lugar no pre-planeado.

El operador tenía editado un archivo de fichas informativas sobre emplazamientos seleccionados para las operaciones HEMS.

La ficha denominada Legazpi estaba datada en octubre de 2008 y constaba de dos hojas (véase Anexo 1):

- En la primera página se observa una fotografía aérea donde están dibujadas dos direcciones de aproximación final, con rumbos 200° y 020° y debajo de la fotografía existe un recuadro titulado OBSERVACIONES. En dicha página no constaba ninguna referencia a la existencia de una línea eléctrica que afectase a ninguna de las dos aproximaciones.
- En la segunda página se observan dos fotografías, tomadas desde el campo de fútbol y en direcciones opuestas, que muestran las zonas de despegue con rumbo 200° y 020°. En la fotografía relativa al despegue con rumbo 200° están dibujados unos cables en color rojo. En la parte inferior de la página existe un recuadro titulado LEYENDA CROQUIS donde se lee textualmente: «APROXIMACIÓN SOBREVOLANDO EL NUCLEO URBANO, CON UNA LÍNEA VOLANTE EN LA PROLONGACIÓN DE LA 200, A 500 FT».

En julio de 2011, días después del suceso, el operador edita una nueva ficha de Legazpi, que incluye el dibujo en rojo de la línea eléctrica sobre la vista aérea de la primera página, clasificándola como REV 1 (véase Anexo 2) y que sustituye a la REV 0 de octubre de 2008.

2. ANALISIS

El helicóptero se hallaba realizando un vuelo HEMS entre el aeropuerto de Bilbao como Base de Operaciones y el campo de fútbol de Legazpi, emplazamiento seleccionado para las operaciones HEMS en dicha población. Alcanzada la zona de Legazpi la tripulación seleccionó la dirección de aterrizaje en función del viento y procedió directamente a ejecutar la maniobra de aproximación y aterrizaje.

Pasado el campo de fútbol, dejándolo a la derecha, el piloto inició un viraje a derechas e instantes después contactó con un cable de línea eléctrica a lo largo de su costado izquierdo.

La tripulación había consultado la ficha correspondiente al campo de fútbol de Legazpi antes del inicio de la maniobra de aproximación. La ficha no recogía información en su primera página de la línea eléctrica aunque sí en la segunda cuando informaba del despegue con rumbo 200°.

La ficha había sido diseñada en octubre de 2008 y no había sido modificada a pesar de que el comandante ya había aterrizado allí una vez en el año 2010. La ficha fue corregida después del suceso.

La tripulación informó que no conocían la existencia de la línea eléctrica.

El lugar del contacto entre el helicóptero y el cable se produjo en el vano que cruza el eje longitudinal del valle. El hecho de que el helicóptero volara por la parte central del valle a baja altura y la gran distancia entre los postes (720 m) pudo impedir a la tripulación tener los postes del tendido eléctrico en la parte central de su campo visual.

Por tanto, la causa más probable del incidente fue la no detección a tiempo de la línea eléctrica, debido a:

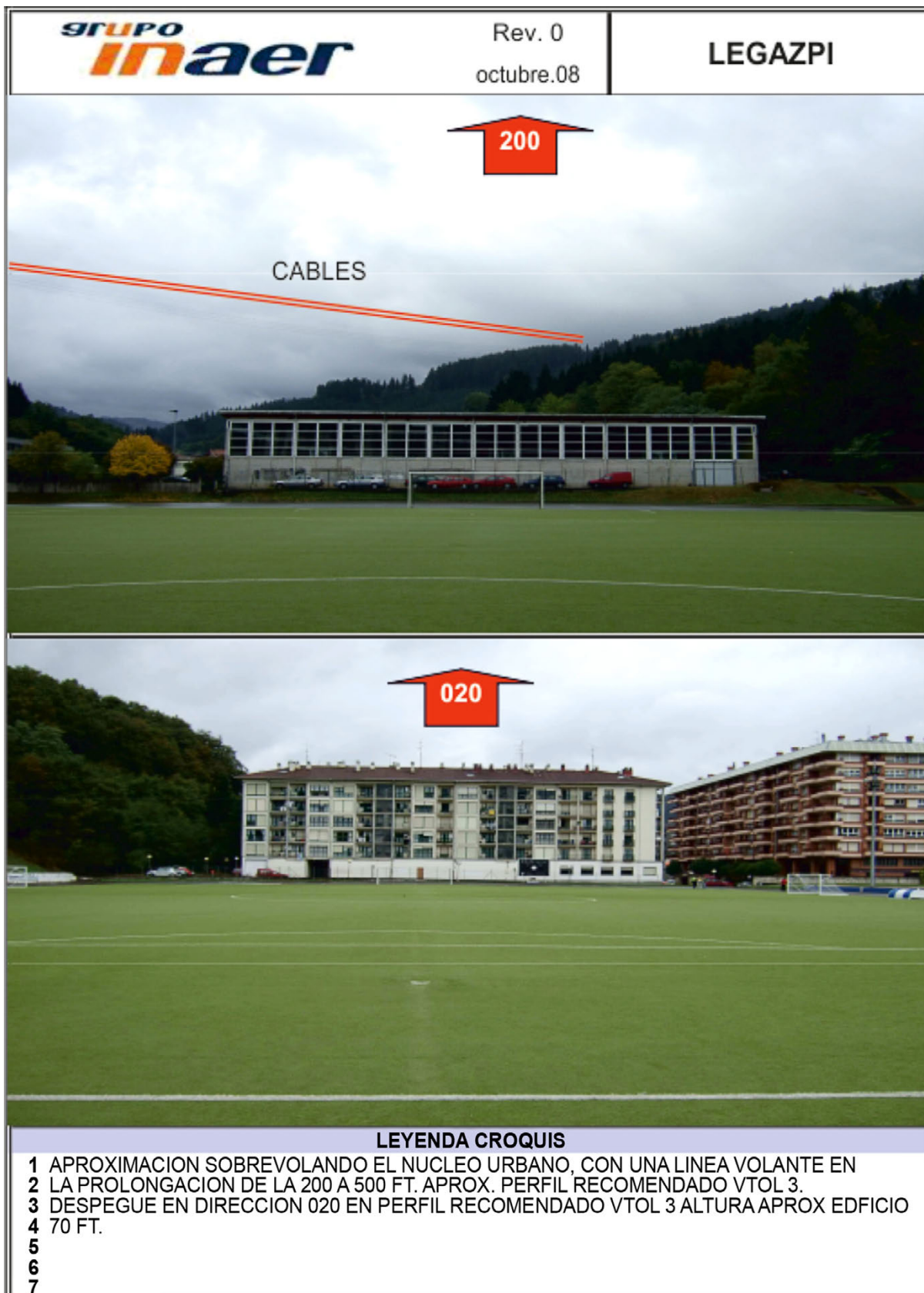
- Una incorrecta información de la ficha editada en octubre de 2008.
- Al seguimiento de una ruta por el centro del valle y a baja altura sobre el terreno que dificultaba a la tripulación la visualización de los postes de la línea eléctrica.

ANEXO 1
Ficha del punto de aterrizaje de Legazpi
(Rev. 0, octubre 2008)

grupo in aer		Rev. 0 octubre.08	LEGAZPI	
Latitud N 43° 02,827'	DIREC. APROXIMACIÓN 200	Comunicaciones LESO APP 119.85		
Longitud W 002° 20,319'	DIREC. DESPEGUE 20			
Elevación 1.340 ft	Servicios Contra Incendios N		Navegación	
Tipo Superficie HIERBA	Combustible N		Ayudas Visuales	
		Manga: N ; PAPI N	Balizaje: N ;	

OBSERVACIONES

PUNTO DE TOMA CAMPO DE FUTBOL EN LA SALIDA SUR DEL PUEBLO.
DEBEMOS COORDINAR LA APERTURA DEL RECINTO PARA LA ENTRADA Y SALIDA DEL EQUIPO MEDICO.



ANEXO 2
Ficha del punto de aterrizaje de Legazpi
(Rev. 1, julio 2011)

GRUPO inaer		Rev. 1 julio.11	LEGAZPI	
Latitud	DIREC. APROXIMACIÓN	Comunicaciones		
N 43° 02,827'	200	LESO APP 119,85		
Longitud	DIREC. DESPEGUE			
W 002° 20,319'	20			
Elevación	Servicios		Navegación	
1.340 ft	Contra Incendios	N		
Tipo Superficie	Combustible	N	Ayudas Visuales	
HIERBA			Manga: N PAPI: N	Balizaje: N

OBSERVACIONES

PUNTO DE TOMA CAMPO DE FUTBOL EN LA SALIDA SUR DEL PUEBLO.
DEBEMOS COORDINAR LA APERTURA DEL RECINTO PARA LA ENTRADA Y SALIDA DEL EQUIPO MEDICO.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 13 de noviembre de 2011; 11:45 h¹
Lugar	Proximidades del aeródromo de La Axarquía. Vélez-Málaga (Málaga)

AERONAVE

Matrícula	EC-EYU
Tipo y modelo	CASA 1131-E3B
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	ENMASA – TIGRE – G-IV-A2
Número	1 S/N: 4275

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	77 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	8.000 h
Horas de vuelo en el tipo	800 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 – Vuelo privado
Fase del vuelo	Maniobrando – Vuelo a baja altura

INFORME

Fecha de aprobación	29 de febrero de 2012
---------------------	------------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

La aeronave Bucker de matrícula EC-EYU, despegó por la pista 31 del aeródromo de La Axarquía (Málaga) para realizar un vuelo local con el piloto como único ocupante a bordo.

Según la manifestación del propio piloto, después de veinte minutos de vuelo, se incorporó al tramo de viento en cola de la pista 31 para iniciar el procedimiento de aterrizaje. Una vez en ese tramo cambió de opinión y notificó por radio su decisión de aterrizar por la pista contraria —la 13—, procediendo para ello a sobrevolar la pista 31 a baja cota. Indicó que cuando ya se encontraba en esta fase del vuelo, y dado que debía proceder a accionar la calefacción al carburador para el aterrizaje, y cuyo mando se encuentra situado en el lado derecho de la cabina, intercambió las manos en la palanca de control, de manera que con la mano izquierda pasaría a controlar la propia palanca de mando y con la derecha accionaría la calefacción al carburador. Fue entonces cuando la aeronave, a la altura del final de la pista, cambió de dirección desplazándose bruscamente hacia la derecha, de manera que las puntas de los planos de ese mismo

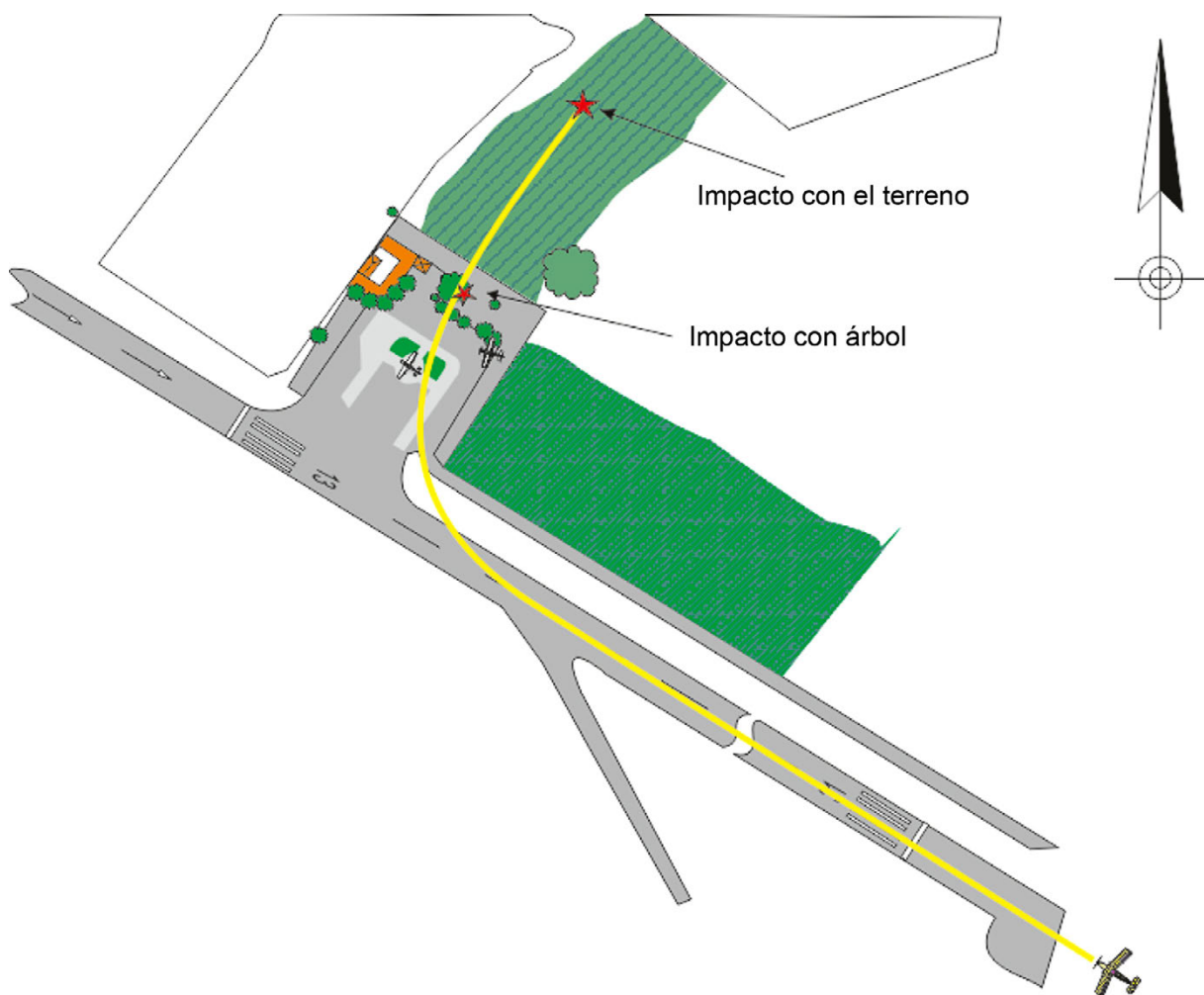


Figura 1. Esquema de la zona del accidente y desarrollo del mismo

lado contactaron a gran velocidad con la copa de un árbol de unos 6 m de altura situado a unos 110 m del eje de la pista. Finalmente la aeronave cayó al suelo unos 100 m más adelante, en una zona agrícola llana con abundante vegetación.

La aeronave resultó con daños importantes y el piloto resultó ileso, abandonando la aeronave por sus propios medios.

Según la información facilitada por la Agencia Estatal de Meteorología, en el lugar del accidente habría buena visibilidad en superficie y vientos flojos (4 a 6,5 km/h) con alguna racha de hasta 10,8 km/h de componente sur.

Según la información recopilada, el accidente ocurrió como consecuencia de una pérdida de control en vuelo de la aeronave, durante la realización de una maniobra a baja altura con elevada velocidad y gran ángulo de alabeo.

ADDENDA

<u>Reference</u>	<u>Date</u>	<u>Registration</u>	<u>Aircraft</u>	<u>Place of the event</u>	
IN-029/2008	05-08-2008	EC-HHX	Cessna 172 RG	Madrid-Cuatro Vientos Airport	53
A-034/2010	12-10-2010	F-GJLM	Pierre Robin DR 400-180	Monte Alkurruntz, valle de Baztán .. (Navarre)	63

Foreword

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

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

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

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

Abbreviations

00°	Degrees
00 °C	Degrees centigrade
ATC	Air Traffic Control
BEA	Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation civile (France)
CPL(A)	Commercial Pilot License (Airplane)
DME	Distance Measuring Equipment
ft	Feet
GPS	Global Positioning System
h	Hour(s)
IMC	Instrument Meteorological conditions
kt	Knot(s)
LESA	Salamanca Airport
LESO	San Sebastian Airport
m	Meter(s)
mm	Milimeter(s)
MPa	MegaPascal(s)
NTSB	National Transportation Safety Board
psi	Per square inch
TWR	Aerodrome control tower
VOR	VHF Omnidirectional Range

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	5 August 2008; 18:40 h¹
Site	Madrid-Cuatro Vientos Airport

AIRCRAFT

Registration	EC-HHX
Type and model	CESSNA 172 RG
Operator	Centro de Formación Aeronáutico Aerofan

Engines

Type and model	LYCOMING O-360-F1A6
Serial Number	RL-15404-36

CREW

	Instructor pilot	Student flying
Age	38 years old	37 years old
Licence	CPL(A)	Student pilot permit
Total flight hours	6,500 h	11:17 h
Flight hours on the type	4,000 h	11:17 h (3:25 h in the 172 RG)

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			1
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General Aviation – Flight Training – Dual
Phase of flight	Landing Pattern – Tailwind

REPORT

Date of approval	25 January 2012
------------------	------------------------

¹ All times in this report are local unless otherwise specified.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On 5 August 2008, a CESSNA 172 RG, registration EC-HHX, was being used for an instruction flight consisting of a routing trip departing from and arriving at the Madrid-Cuatro Vientos Airport with stops at the aerodromes of Marugán (Segovia) and Robledillo de Mohernando (Guadalajara). Onboard were a pilot and two students.

One of the students flew the initial leg between the Madrid-Cuatro Vientos Airport and the aerodrome of Marugán, with the other student flying the rest, including two landings at the Robledillo de Mohernando aerodrome and returning to the Madrid Cuatro-Vientos Airport via point N (November).

As they were joining the downwind leg of the aerodrome's circuit, they lowered the landing gear. The aural and visual alarms indicating the gear was not down and locked immediately activated. On looking outside, they verified that the right main landing gear leg was halfway down. The other two were properly positioned.

The instructor took the controls and reported the problem to the airport control tower, which cleared them to remain in the circuit at 4,000 ft. Once in the circuit and in contact with the controller and with the aircraft operator's mechanics on the ground, they cycled the landing gear several times using both the normal and emergency procedures. The left and nose legs operated correctly during every cycle and locked in the down position, while the right leg only went down halfway.

The aircraft remained in the circuit for at least 40 minutes to burn fuel before eventually landing on the airport runway with the gear down. During the landing run, the right leg folded up completely, causing the aircraft to come to a stop on its right side, resting on the right wing tip, the right horizontal stabilizer and the aft fuselage. The aircraft's occupants were uninjured and left the aircraft under their own power. The aircraft was recovered by the airport's emergency services and taken to one of its operator's hangars.

1.2. Damage to aircraft

The aircraft suffered slight damage to its right wing tip and tail cone. The aft of the rear portion of the fuselage was scratched, with the right horizontal stabilizer suffering most extensive damage when it was bent slightly upward as it bore part of the aircraft's weight during the landing. Figure 1 shows the damage to this stabilizer.



Figure 1. Damage to right stabilizer

In addition, when the actuating mechanism on the right main landing gear leg was inspected, its rotational axis was broken some 3 mm from the actuator housing. The diagram in Figure 2 shows the location of the fractured section.

1.3. Aircraft information

The CESSNA 172 RG aircraft, registration EC-HHX and serial number 172RG-0006, had been manufactured in 1980. On the date of the accident it had accumulated a total of 7,618 flight hours and 1,855 engine hours, almost all on training flights. It had Airworthiness Certificate no. 4573, valid until 20 December 2008.

On 16-07-2008, with 7,550:05 h on the aircraft and 1797:46 on the engine, the 200-hr inspection was carried out, over the course of which the landing gear components were checked. The last 50-hr inspection had been performed on 28-06-2008, with 7,598:02 h on the aircraft and 1,845:43 on the engine.

The aircraft had incorporated Service Bulletin SIB01-02R2, which requires inspecting the main landing gear actuators for cracks using fluorescent penetrant dye. The bulletin requires initial actions followed by an inspection every 500 h. The last such check of the actuators had been on 12-06-2008, with 7,410 h on the aircraft. As a result, the service time remaining on the actuator pursuant to the Service Bulletin was 360 h on the date of the incident.

1.3.1. Operation of the aircraft's main landing gear

On the CESSNA 172 RG, the landing gear is retractable and operates when hydraulic pressure, generated by the hydraulic pump on the aircraft, is applied to the single actuators mounted on each leg. The pump is electrically driven and, when energized, maintains a pressure in the 1,000 to 1,500 psi range. The pump is engaged when the actuating lever of the landing gear is operated. If the hydraulic pump fails to run, the crew can lower the landing gear by building up pressure in the system through a manual actuator (emergency procedure).

The main landing gear moves differently from the nose gear. In the latter, the actuator is linear and its stem moves the leg structure directly. In the former, the actuator is rotary and works as shown in the diagram in Figure 2. This diagram, taken from the figures contained in the aircraft's Service Manual, shows the operation of one main landing gear leg. The operation of the other is fully symmetrical.

As Figure 2 shows, teeth are machined into the actuator stem that mesh with outer teeth on the wheel that is integrated into the actuator (see inset). When the gear is operated, hydraulic pressure is applied and the actuator stem moves. This causes the toothed wheel to turn in one direction or the other, depending on the stem's motion.

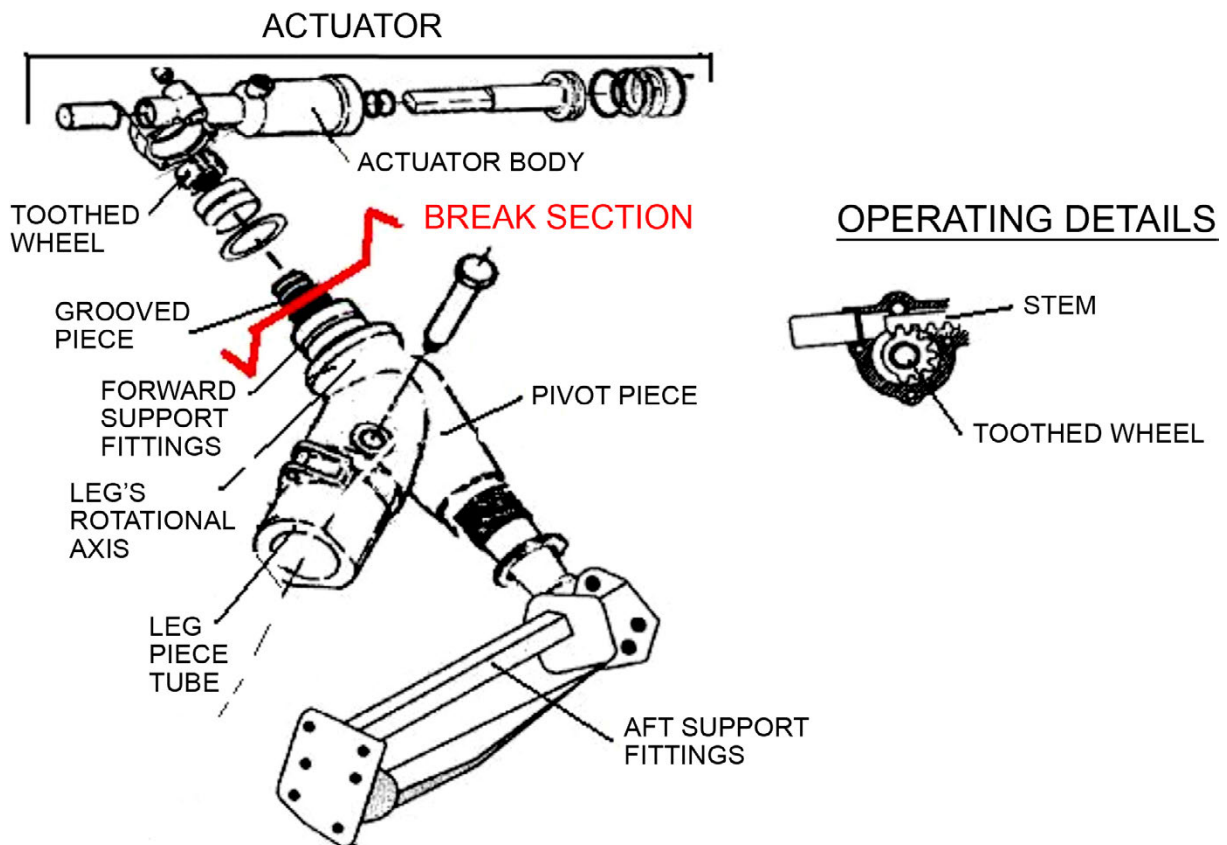


Figure 2. Functional diagram of the right gear leg

The inner crown on the toothed wheel is grooved such that one end of the grooved piece couples to it. The other end of this piece is coupled to the leg's rotational axis. This axis is part of the pivot piece, the ends of which are supported in resistant fittings attached to the aircraft structure and in which it can rotate with certain ease.

The pivot piece contains, in addition to this rotational axis, a tube for the leg piece, which is in the same direction as said piece and which is therefore tilted with respect to the rotational axis. In this tube enters the piece, the other end of which rests on the support for the brake-wheel assembly, and which comprises the leg itself. This tube also has, near its beginning, a nip for the gear down locked support.

The angle of the tube for the leg piece with respect to the rotational axis means that, when the axis turns, dragged by the toothed wheel on the actuator, the leg swings between the full up and down positions such that, when fully up, the wheel is situated in its housing in the fuselage.

The gear down locked support is joined to the structure and, in addition to locking the leg, it also offsets the torsional forces transmitted by the wheel when the aircraft is moving on the ground.

Figure 2 shows, in red, the position that fractured. As we can see, the break is in the area of the nip where the rotational axis joins the actuator. The break, thus, is in the grooved piece.

1.3.2. *Maintenance of the main gear actuator assembly*

The applicable Maintenance Manual contains the checks and adjustments necessary for the proper operation of the main gear, distributed in the periodic 50-, 100- and 200-hour checks.

As regards the actuator and actuator axis, these are subject to a special inspection every 500 h as part of which their components are disassembled, cleaned and inspected, with any damaged components being replaced. The service lives of these components are not limited by fatigue.

1.4. **Inspection of right main landing gear actuating system**

The actuator was removed and bench tested. The result of this functional test was satisfactory.

The actuator was subsequently disassembled. The toothed wheel and the broken part of the grooved piece were detached so that the break could be examined in detail.

Figure 3 shows the actuator disassembled into its main components. The most significant damage observed was: the break in the grooved section, the lower part of which started at the nip with the toothed wheel, and the top part of which was within 3 mm of said wheel; the deformation of the axis of the toothed wheel with respect to its cover; and, on the flat surface of the stem, some marks perpendicular to its axis.

The deformation of the toothed wheel's axis seems to have occurred as a result of the axis tilting as the break developed. The marks on the stem are believed to correspond to the different positions in which the stem contacted the roller on the actuator during the

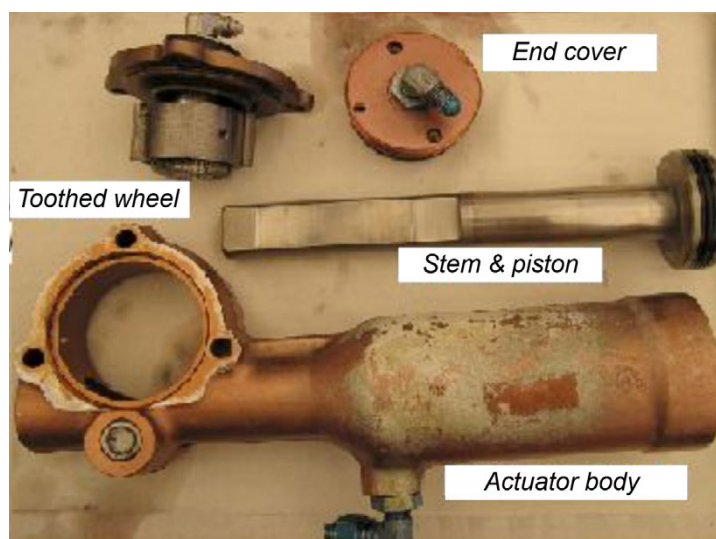


Figure 3. Disassembled gear actuator

various efforts to actuate the gear in flight in the circuit at 4,000 ft with the axis of rotation already broken.

The fracture in the section of the rotational axis indicated is basically perpendicular to the grooves, and therefore to the right leg's axis of rotation. Figure 4 shows a front view of the break in the axis of rotation as seen from the side with the toothed wheel.



Figure 4. Cross-section of fracture

1.4.1. Laboratory analysis of fracture

The components of the right main gear leg actuating system were sent to a laboratory for an analysis that consisted of a visual inspection of the assembly, the characterization of the material of the axis of rotation and the fracture it exhibited, and a determination of the operating conditions that could have resulted in the fracture of the piece.

The results of this analysis are presented below.

1.4.1.1. Visual inspection

As shown in Figure 5, the broken part on the shaft joining the actuator to the rotating element (pivot) exhibited a practically circumferential fracture located in the area of the transmission radius with the part that had become embedded in the pivot.

The grooved area exhibited parallel longitudinal cracks in the fillet area adjacent to the fracture (see top part of image in Figure 5). These cracks penetrated into the material in the toothed area.

The filleted area where the longitudinal cracks were exhibited a plastic deformation that was at an angle with respect to the generatrix.



Figure 5. Grooved area

1.4.1.2. Material composition

The material was made of an Al-Zn aluminum alloy, categorized as EN AW-7175. The hardness exhibited by this

alloy was approximately 450 MPa and its microstructure indicated that it had been subjected to a tempering and aging treatment.

1.4.1.3. Characterization of the fracture

The fracture surface evidenced macrofractographic and microfractographic features typical of progressive fatigue failure.

The longitudinal cracks found on the grooved axis started outside the grooves, both in the valleys, sides and crests of the grooves. A cross-section of a metallographic specimen did not reveal any type of metallurgical defect or signs of corrosion (see Figure 6).

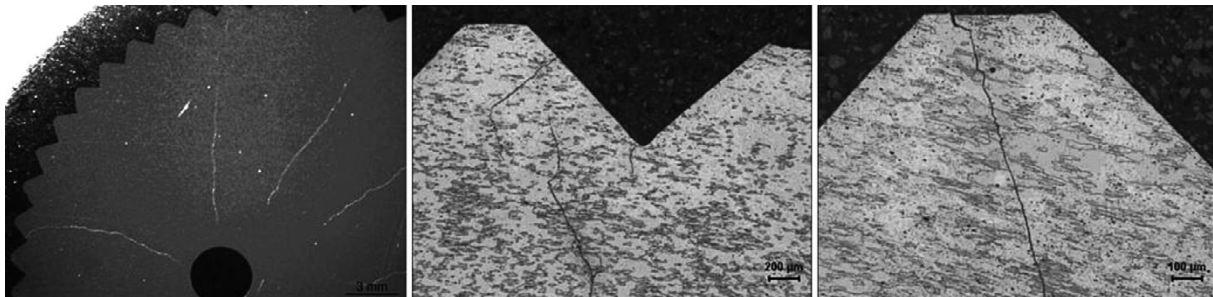


Figure 6. Cross section near the fracture zone. Close-up of cracks

1.4.1.4. Operating conditions

Friction marks and indentations were found on the inner actual actuator walls and on its cover that indicated that the pivot axis had moved parallel to the actuator's longitudinal axis, as well as circumferentially with respect to the ring's inner wall. These motions are believed to have been caused by a misalignment during the operation of the pivot.

In addition, there were longitudinal marks on the inner cylindrical wall at the end of the pivot opposite the fracture. These indicate that the pivot had moved along its longitudinal axis, a motion that is believed to have occurred as a consequence of a maladjustment during assembly.

1.4.1.5. Conclusions of analysis

All of the above yields the following conclusions:

- a) The material with which the piece was manufactured complied with design specifications and did not exhibit any significant defects that would justify the lower

strength of the material in the grooved axis under the conditions in which the fracture occurred.

- b) The fracture was caused by fatigue due to the action of torsional forces.
- c) No metallurgical defects of any kind or signs of corrosion at the origin of the longitudinal fatigue cracks were noted. The transmission radius of the grooved area is considered acceptable.
- d) As a result of the various marks and indications found on the pieces analyzed, it may be concluded that the fatigue, which resulted in the fracture of the shaft, resulted from purely mechanical causes and was probably due to a slight misalignment of the pivot axis with respect to its axis of rotation.

1.5. History of fractures in main landing gear actuating systems

The manufacturer and the NTSB were asked about in-service failures of the main landing gear system in this type of aircraft.

The NTSB reported that its database showed 11 cases, occurring between November 1997 and June 2011, distributed as follows:

- Failure of actuating system – 3 cases.
- Failure of actuating assembly – 8 cases, of which:
 - Failure by overload: 6 cases.
 - Failure by fatigue: 2 cases.

In the two fatigue failure cases, the failure occurred in the ring of the actuator body inside which the toothed wheel turns. There were no cases involving a fracture of the toothed wheel axis.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

First, it should be noted that the fracture found on the axis of rotation of the right main landing gear leg left this leg without a connection to its actuating mechanism. The fracture of this axis, thus, prevented the leg from being lowered or retracted. Since the system for lowering the gear using the emergency procedure relies on manually pressurizing the hydraulic loop, the fracture of the axis also prevented the gear from being lowered using this procedure.

As regards the fracture, it has been determined that it showed evidence of having resulted from a fatigue mechanism due to the action of torsional loads. Due to the assembly's geometry, this type of oscillating load on the rotational axis of the landing

gear legs is produced while the aircraft is taxiing on the ground as a consequence of the actions and reactions between the legs and the ground.

As noted in the next to last paragraph in 1.3.1, the gear down locked support, in addition to keeping the leg in place, also bears the torsional loads transmitted by the legs as the aircraft taxis on the ground. It also dampens the vibrations caused by the oscillating loads that are produced, as mentioned in the preceding paragraph. For this reason, the leg's axis of rotation is subjected directly to oscillating torsional loads produced when the aircraft taxis on the ground.

The laboratory analysis revealed a slight misalignment of the pivot axis with respect to its rotational axis. This could have been the purely mechanical trigger for the torsional fatigue fracture of the grooved area on the aircraft's right main landing gear rotational axis. The as-found condition of the assembly after the fracture did not reveal whether this misalignment resulted from improper assembly or from excessive clearances in the assembly.

Finally, as indicated in 1.5, no other cases involving an in-service failure with characteristics similar to those in this incident were found. This is thus considered to be an isolated case, and the failure occurring as a result of the design of the piece can be ruled out. It is more likely that the failure involved the assembly and/or maintenance of the piece.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Tuesday, 12 October 2010; 12:17 local time¹
Site	Monte Alkurruntz, valle de Baztán (Navarre)

AIRCRAFT

Registration	F-GJLM
Type and model	PIERRE ROBIN DR 400-180
Operator	Private

Engines

Type and model	LYCOMING O-360-A
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	70 years old
Licence	Private pilot license (A)
Total flight hours	618 h
Flight hours on the type	618 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew	1		
Passengers	2		
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Destroyed
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General Aviation – Private
Phase of flight	En route

REPORT

Date of approval	25 January 2012
------------------	------------------------

¹ All times in this report are local unless otherwise specified.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The Robin DR400-180 aircraft, registration F-GJLM, took off on Tuesday, 12 October 2010, at 10:36 h with three persons onboard from the Lezignan-Corbieres Airport in the south of France. It was taking part along with 11 other aircraft in a 18-day long benefit air race, the Raid Latecoere, the final destination of which was the Saint-Louis Airport in Senegal.

The aircraft had arrived at the departure aerodrome on Thursday, 7 October. The race was to have started on Saturday morning, and the plan was to cross the peninsula via the east coast (Valencia, Almeria and Gibraltar). The departure had to be delayed due to the weather. On Monday, 11 October, the weather forecast along the initial route continued to be bad, but the forecast for the west was more favorable, so all of the participants decided to reroute the race north of the Pyrenees to Biarritz and the San Sebastian (LESO) Airport, where they would refuel and continue the journey to the Salamanca Airport (LESA).

In keeping with this new plan, on Tuesday, 12 October, all of the aircraft departed, with aircraft F-GJLM taking off in the sixth position. The race organizer took off first, as he himself stated, and after verifying that the weather at Biarritz made landing there possible, instructed the other aircraft to start the journey. All of the aircraft were equipped with a satellite tracking system (GPS). Figure 1 shows the flight paths obtained from this system. The accident aircraft was flying practically on a westerly heading toward the Biarritz VOR/DME until, at 12:00 h, instead of continuing to San Sebastian to the southwest like the other aircraft, it turned south and headed for the Pyrenees.

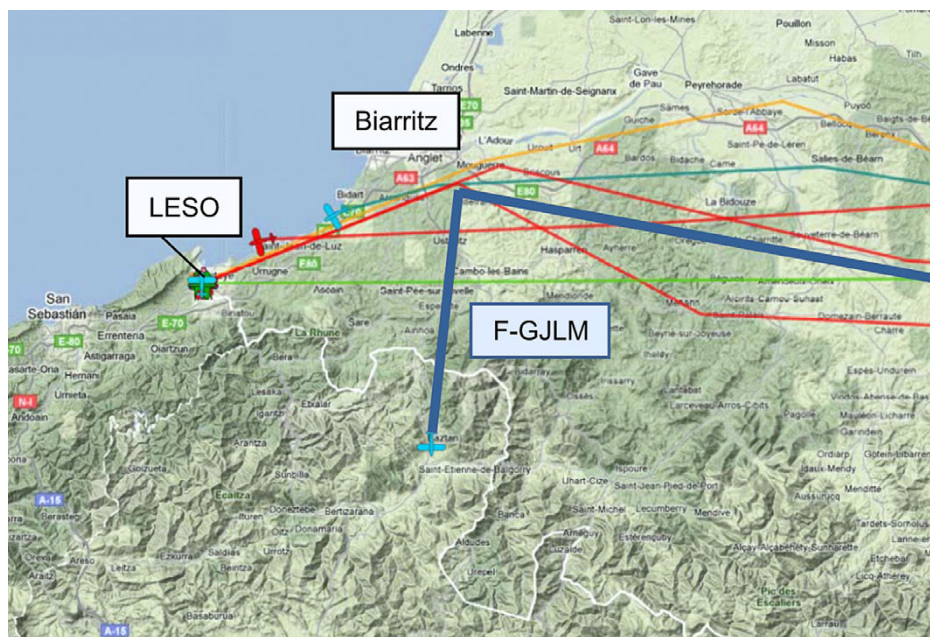


Figure 1. Race route: flight paths of other aircraft in the race and of F-GJLM

The aircraft flew south for 11 minutes to the locality of Elizondo. It then turned north and, at 12:17 h, impacted the northeast face of Alkurruntz Mountain, at an elevation of 1,710 ft. The wreckage was found at 12:44 h by three individuals who were passing through the area.

The aircraft was completely destroyed. The autopsy revealed that the three occupants died as a result of multiple trauma produced by the impact.

1.2. Personnel information

The three persons onboard were all pilots and had private pilot licenses. None was rated for instrument flight. They were 77, 70 and 58 years old.

Based on the information contained in the flight plan, the pilot was to have been the 77-year old occupant, though, as the investigation later revealed, a photograph taken before takeoff showed that the person seated in the pilot's seat was the 70-year old occupant. This information was corroborated by an entry in a notebook found at the accident site that indicated that the pilot was the 70-year old occupant.

The log books for each of the occupants indicated the following experience:

Occupant (age)	Flight hours		
	Dual control	Pilot flying	Total
70 (pilot)	166	452	618
77	134	707	841
58	54	660	714

Table 1. Experience of the persons onboard

The entries in the flight log of the pilot flying indicate that he had routinely flown on this aircraft. The last flight, three weeks prior, had lasted one hour and he had flown 11 hours in the last three months.

1.3. Aircraft information

At the time of the accident, the aircraft had 3,757 h and the engine 5,160 total hours. It had flown 80 hours in the last year and had undergone the following inspections:

- 05/10/2010: 50-hour inspection with 3,754 aircraft hours.
- 08/07/2010: 500-hour inspection with 3,724 aircraft hours.
- 24/10/2009: 50-hour inspection with 3,673 aircraft hours.

1.4. Meteorological information

The individuals who discovered the aircraft stated that there was dense fog at the accident site and the visibility was below 20 m. The Civil Guard and Regional Police Forces that reached the accident site at around 13:00 h stated that there was a dense fog. The 13:00 METEOSAT image shows the sky over the Baztán valley was covered by low clouds.

1.5. Aids to navigation

Figure 2 shows the aircraft's radar echo over the final 17 minutes of the flight.

At 12:00 h, the aircraft changed course to the south after reaching Biarritz. It followed road N121B to the town of Elizondo, which it reached at 12:11 h. From then on, the aircraft headed back to the north. It followed road N121B for two minutes, made a full turn, advanced to the north and then started another turn. It was during this turn that the impact occurred.

- | | |
|-------------|---|
| 12:00-12:10 | South heading along road N121B
2,200 ft altitude |
| 12:10-12:11 | Start of turn to change course from south to north.
Climb and descent: 2,200-2,700-1,700 ft. |
| 12:11 | Flies over Elizondo at 1,700 ft. |

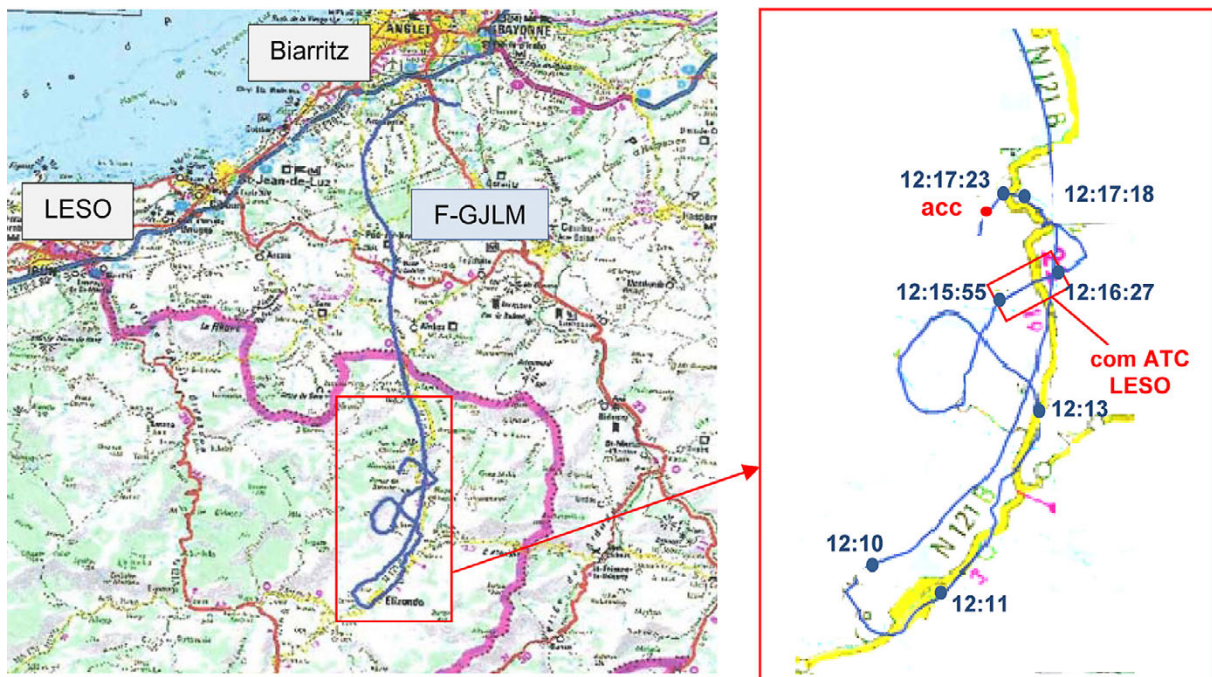


Figure 2. Radar flight path of final 17 minutes of flight

12:11-12:13	North heading along road N121B. Climb from 1,700 to 2,200 ft.
12:13-12:15:55	Full turn. Climb from 2,200 to 3,500 ft
12:15:55-12:16:27	Northeasterly heading and descent from 3,500 to 3,200 ft. 1 st exchange with LESO TWR: 3,500 ft and 100 kt. 2 nd exchange with LESO TWR: 3,400 ft and 100 kt. 3 rd exchange with LESO TWR: 3,300 ft and 120 kt.
12:16:27-12:17:18	Northwesterly heading.
12:17:23	2,200 ft and 140 kt airspeed.
12:17:23-12:17:28	Southerly heading and descent from 2,200 to 2,000 ft.
12:17:28	Last confirmed radar echo: altitude 2,000 ft and 140 kt.

The last radar returns are consistent with the area in which the wreckage was found, as well as with the aircraft's heading at the time of impact, though the last radar echo received by ATC was at 12:17:35 h from a position slightly south of Alkurruntz Mountain, and the aircraft was found northeast of this peak. The last return, therefore, was likely calculated by the system and can be ruled out as a valid echo.

1.6. Communications

During the journey the aircraft were in contact with various ATC stations and with each other. The transcript of the ATC communications with the San Sebastian control tower (Table 2) shows that the aircraft transmitted three messages to ATC, the first two in French and the last in English during the segment shown in Figure 2.

Local time	LESO TWR ATC	F-GJLM
12:15:55		San Sebastián FLM bon jour
	FLM confirm?	
		FGJLM DR40, provenance Lezignan-Corbieres, pur aller ver vous
	FGJLM I read you two. Confirm requesting airfield data?	
12:16:27		...Our airfield de depart... (unintelligible)
		FLM I confirm wind calm, visibility more than 10 km, scattered 1500 feet, broken 3000, temperature 16, dew point 14 and QNH 1008. Confirm requesting runway 04 or 22?
12:17:26	FGJLM on frequency?	
	FGJLM?	

Table 2. Communications with LESO control tower

When the aircraft failed to reply, the LESO controller contacted ATC Biarritz and the other aircraft on the frequency in an unsuccessful effort to reestablish communications with the aircraft.

According to statements made by two pilots onboard two other aircraft in the race, they heard the aircraft's crew state on the radio that they were in instrument flying conditions (IMC).

1.7. Flight recorders

The aircraft was equipped with three position tracking devices:

- Portable Garmin 92 GPS. Its information was downloaded at the French accident investigation agency (BEA). The accident flight had been recorded on it and the flight path registered matched that displayed on the ATC radar.
- Portable Spot Sierra Eco GPS. Used by race organizers to track the aircraft's position. The flight path recorded on this instrument is shown in Figure 1.
- Garmin 430 GPS integrated into the aircraft. This device was completely destroyed by the impact, which made it impossible to recover any information from it.

1.8. Wreckage and impact information

The aircraft struck the northeast face of Alkurruntz Mountain at an elevation of 1,710 ft. The area was very steep with large elevation differences between the valleys and mountains. The mountains surrounding the impact site are 2,300, 2,800 (Alkurruntz) and 3,000 ft high.

The wreckage showed signs of a frontal impact at high speed. The aircraft first struck a tree (Figure 3), which caused it to lose its wings, and then the side of Alkurruntz



Figure 3. Aerial view in direction of flight (left) and debris field (right)

Mountain. The aircraft, made of wood and fabric, broke into small pieces that scattered along the mountainside. The most distant fragments were 68 m away from the tree. The bodies of the passengers and the pilot were between 51 and 68 m away, the propeller was 47 m away and the empennage was 27 m away. The fabric from one of the wings was hanging from a tree and fragments from the other wing were found on the ground.

The way in which some of the tree branches had been cut indicates that they were cut by the propeller. Other branches had been torn off and dragged and were found on the ground.

The propeller remained attached to the front of the engine crankshaft, which had fractured in a way indicative of an overloading bending stress. This means that the engine was under power at the moment of impact. The engine did not exhibit any signs of having failed prior to impact.

The anemometer needles froze on impact and indicated 130 kt.

2. ANALYSIS

2.1. Analysis of impact

The impact took place at power and at high speed, on a course toward the line of mountains that includes Alkurruntz. There was heavy fog at the accident site that persisted until one hour after the accident, meaning that the last phase of the aircraft's flight took place in instrument meteorological conditions. The presence of fog made the crew unaware that they were heading toward the mountain.

The flight profile over the final 17 minutes of the flight, once the aircraft had already entered the Pyrenees, suggests that the crew was unaware of being in the wrong location until 12:10 h. Until 12:13 h, the path followed by the aircraft exactly matched that of road N121B, meaning that visual meteorological conditions must have existed until then. The change in course to the north along the same road, the turns and the climbs to 3,500 and 3,700 ft to gain altitude are part of the maneuvers recommended for a lost aircraft that is attempting to return to a recognizable point along its planned route.

The final radar echoes before impact show a sharp descent over a very short time, during which the aircraft's speed rose to 140 kt. This descent took place in a foggy area and was probably made in an effort to find a low area with good visibility. The impact took place at an altitude of 1,710 ft and 130 kt. The last valid radar return showed the aircraft at an altitude of 2,000 ft and a speed of 140 kt.

The three transmissions the aircraft made to the LESO control tower took place over a span of 32 seconds. The last transmission was made approximately one minute before

impact. The crew did not declare an emergency or report its position or the situation they were in.

The investigation has ruled out any problem involving the operation of the aircraft, the fuel or the engine.

2.2. Analysis of the deviation from the planned flight path

The aircraft deviated in Biarritz toward the south instead of heading southwest, like the other aircraft. Investigators were unable to ascertain why the crew flew into the Pyrenees.

Extending the accident aircraft's flight path to the south leads to Pamplona. A likely option, then, is that the crew entered the coordinates for one of the Pamplona nav aids by mistake and were heading toward it. The instrument into which they would have entered the navigation waypoints is the aircraft's Garmin 430 GPS unit, but it was destroyed by the impact, meaning no information could be retrieved from it. As a result, this hypothesis, which is considered the most likely, could not be confirmed.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

- The route initially planned was modified the day before the accident due to weather conditions.
- The private pilots onboard had experience mainly in visual flying conditions.
- None of the occupants had an instrument rating.
- The aircraft deviated from its expected flight path 17 minutes before the accident and flew into the Pyrenees.
- The weather conditions transitioned from visual to instrument due to the presence of fog at the accident site.
- The accident took place at high speed and with the engine at power.
- The accident did not occur because of problems with the functioning of the aircraft or the engine.

3.2. Causes

Aircraft F-GJLM impacted the side of Alkurruntz Mountain due to the appearance of fog and the ensuing change in flying conditions, which went from visual to instrument. At the time of the accident the aircraft was flying in an unexpected area due to the wrong course having been input 17 minutes before the accident.