

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL

Boletín Informativo

1/2009



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

1/2009



**GOBIERNO
DE ESPAÑA**

**MINISTERIO
DE FOMENTO**

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-09-055-7
Depósito legal: M. 14.066-2002
Imprime: Diseño Gráfico AM2000

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

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

Índice

ABREVIATURAS vi

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

<u>Referencia</u>	<u>Fecha</u>	<u>Matrícula</u>	<u>Aeronave</u>	<u>Lugar del suceso</u>	
A-029/2007	22-06-2007	EC-JDT	Robinson R-44 Raven	Puerto de Malagón, San Lorenzo del Escorial (Madrid)	1
A-007/2008	03-03-2008	EC-ZGG	Lancair 360	Aproximación al Aeródromo de Mutxamel (Alicante)	7
(*) A-008/2008	05-03-2008	EC-FJV	Aerospatale AS-350B2	Yaiza (isla de Lanzarote)	11
IN-033/2008	24-08-2008	EC-JJE	Bell 412	Aeropuerto de Fuerteventura (Las Palmas)	19
A-034/2008	20-08-2008	EC-CFM	Dornier DO-27-A5	Aeródromo de La Nava. Corral de Ayllón (Segovia)	23
A-036/2008	10-08-2008	F-CHDR	Pegase C-101	Illueca (Zaragoza)	27
A-040/2008	17-10-2008	G-BODI	Stoddard-Hamilton Glassair III SH-3R	Aeródromo de Robledillo de Mohernando	29
A-042/2008	05-11-2008	EC-GPJ	Cessna F-172-N	Aeródromo de La Axarquía (Málaga)	35

ADENDA 39

(*) 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
AFCS	Sistema automático de control de vuelo
ATPL(A)	Licencia de piloto de línea aérea de avión
ATPL(H)	Licencia de piloto de transporte de línea aérea de helicóptero
ATT	Actitud (de vuelo de la aeronave)
BESCAM	Brigada Especial de Seguridad de la Comunidad de Madrid
CAVOK	Visibilidad, nubes y condiciones meteorológicas actuales mejores que los valores o condiciones prescritos
cm	Centímetro(s)
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CPL(H)	Licencia de piloto comercial de helicóptero
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
ft	Pie(s)
h	Hora(s)
HIGE	Condiciones de estacionario con efecto suelo
HOGE	Condiciones de estacionario fuera de efecto suelo
KIAS	Nudos de velocidad indicada
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
l	Litro(s)
l/h	Litros por hora
lb	Libra(s)
m	Metro(s)
min	Minuto(s)
MV	Manual de vuelo
N/A	No afecta
NM	Milla(s) náutica(s)
PIO	«Pilot Induced Oscillation»
RPM	Revoluciones por minuto
SAS	Sistema de aumento de la estabilidad
SN	«Safety Notice»
STC	Certificado de tipo suplementario
UTC	Tiempo Universal Coordinado

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 22 de junio de 2007; 13:20 h local¹
Lugar	Puerto de Malagón, San Lorenzo del Escorial (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-JDT
Tipo y modelo	ROBINSON R-44 Raven
Explotador	Intercopters, S. L.

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-540-F1B5
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	56 años
Licencia	APTL(H)
Total horas de vuelo	9.000:00 h
Horas de vuelo en el tipo	200:00 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			2
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Observación aérea
Fase del vuelo	Aproximación

INFORME

Fecha de aprobación	28 de enero de 2009
---------------------	----------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El helicóptero despegó del Aeródromo de Cuatro Vientos a las 10:31 h local, con Plan de Vuelo visual, con un tiempo estimado de dos horas y treinta minutos de vuelo y con cuatro personas a bordo. Dos de ellas eran pilotos cualificados en el tipo R-44 y las otras dos eran policías de la Brigada especial de Seguridad de la Comunidad de Madrid (BESCAM), que realizaban las prácticas de vuelo correspondientes al Curso de Observador Aéreo Policial.

La aeronave aterrizó en una zona próxima a la población de Las Matas (Madrid), donde uno de los policías pasó a ocupar el asiento delantero izquierdo, lugar que ocupan los observadores para realizar su misión, y el copiloto pasó a ocupar el asiento trasero derecho. Con esta nueva configuración se inició el ejercicio de observación aérea, sobrevolando un trazado ferroviario que les condujo hasta la estación de tren de Tablada a 4.200 ft de altitud, en las proximidades de la población de Guadarrama (Madrid), final del primer tramo de observación.

El siguiente tramo de observación, que debía realizar el segundo policía, se iniciaba en la población de El Pimpollar (Madrid) a 3.800 ft de altitud, y finalizaba en Las Rozas. El vuelo de desplazamiento entre Tablada y El Pimpollar se realizaba por la ladera norte del monte Abantos. Cuando eran las 13:20 h, el helicóptero sobrevolaba una amplia pradera, cercana al puerto de Malagón y cuya altitud de presión era de 5.100 ft. El piloto inició la aproximación a un terreno llano para realizar en tierra el cambio de posición de los observadores. Cuando estaba a 20 ft de altura sobre el terreno y con 30 KIAS de velocidad, se activó el aviso acústico y luminoso de bajas RPM del rotor principal. El piloto bajó la palanca de colectivo e intentó ganar algo de velocidad, estabilizando el helicóptero para efectuar una toma rodada. El helicóptero finalmente descendió hasta impactar contra el suelo y volcó.

De acuerdo con la información facilitada por el piloto el primer contacto con el terreno, fue con el helicóptero estabilizado y velocidad hacia delante, a partir de ahí el helicóptero inició una guiñada y posterior vuelco sobre su costado derecho. Antes del primer impactó ningún ocupante a bordo apreció que el helicóptero hubiera realizado una guiñada y que existieran vibraciones a bordo de la aeronave. El piloto desconectó circuitos y cerró la válvula de combustible.

La evacuación se produjo por las puertas del lado izquierdo, excepto el piloto que salió hacia delante, a través de la ventana del parabrisas de su lado, que ya estaba roto.

En la zona de aterrizaje el día era soleado, la temperatura 18 °C y había una ligera brisa dominante del sur.

1.2. Información personal

La experiencia de vuelo del piloto de helicópteros en el tipo R44 era reciente y totalizaba 200 h de vuelo, realizadas recientemente en el modelo de helicóptero R44. Por otro lado, contaba con una amplia experiencia anterior, próxima a las 9.000 h de vuelo de helicópteros con motores de turbina en el que los incrementos de potencia son realizados por dispositivos de control automáticos instalados en el helicóptero.

El copiloto en el momento del suceso iba sentado en el asiento trasero derecho.

Para ambos policías éste era su tercer vuelo de prácticas del Curso de Observador Aéreo Policial.

1.3. Información de la aeronave

La aeronave tenía el Certificado de Aeronavegabilidad en vigor y era mantenida de acuerdo con el programa de mantenimiento aprobado.

El peso estimado del helicóptero en el momento del suceso era de 2.324 lb, dato obtenido a partir del peso al despegue, en el Aeródromo de Cuatro Vientos, de 2.394 lb y el consumo estimado de 70 lb de combustible durante los 50 minutos de vuelo.

De las cartas de actuaciones del Manual de Vuelo del helicóptero que delimitan el peso del helicóptero se extrajeron los límites de peso para una altitud de presión de 5.100 ft y 18° de temperatura ambiente, en condiciones de estacionario con efecto suelo (HIGE), y fuera de efecto suelo (HOGÉ), siendo 2.400 lb y 2.100 lb respectivamente.

Este tipo de helicóptero tiene instalado un governor electrónico para controlar los pequeños ajustes de potencia de motor requeridos. El Manual de Vuelo (MV) describe que para requerimientos de una potencia alta, en vuelos establecidos por encima de 4.000 ft de altitud, la correlación entre la demanda de potencia y la actuación del governor es de escasa efectividad, siendo necesario en algunos momentos actuar manualmente sobre el mando de gases. En el mismo apartado del MV existe una Nota de Precaución donde se especifica que en vuelos establecidos con alta potencia por encima de 4.000 ft el mando de gases estará de forma habitual totalmente abierto y las RPM deberán ser controladas con el mando colectivo.

El helicóptero cuenta con un sistema, con aviso acústico y otro luminoso, que se activa cuando las RPM del rotor principal están por debajo de los límites de seguridad. Para la recuperación de las RPM se debe actuar inmediatamente abriendo el mando de gases o bajando la palanca de colectivo.

El Manual de Vuelo de este tipo de helicóptero describe en dos avisos de seguridad el peligro de una entrada en pérdida del rotor principal por bajo número de revoluciones

del mismo. En la SN-10 (Safety Notice) indica que no importa en un primer momento conocer lo que ha originado la bajada de vueltas, sino que lo primero que debe hacer el piloto es abrir el mando de gases y bajar el colectivo. Y la SN-24 explica que una bajada de vueltas originará aplicar un mayor ángulo de ataque en las palas para soportar el peso del helicóptero, que podrá llegar a ser crítico originando, en éste caso, que el flujo del viento se separe de la parte superior de la pala y origine una pérdida de sustentación y un incremento muy importante de la resistencia al avance de la pala.

1.4. Información del impacto y de los restos

En la zona del impacto, y siguiendo el rumbo de la aproximación efectuada por el helicóptero, se observaron unas primeras huellas paralelas y separadas entre sí 220 cm, y distantes once metros de los restos principales del helicóptero. En las proximidades de éstos restos se hallaban unas huellas profundas y alineadas que podrían corresponder con los impactos de las palas del rotor principal contra el suelo.

La estructura principal de la aeronave quedó volcada sobre su costado derecho y la cabina de pasaje mantenía su estructura. El rotor principal permanecía unido a la

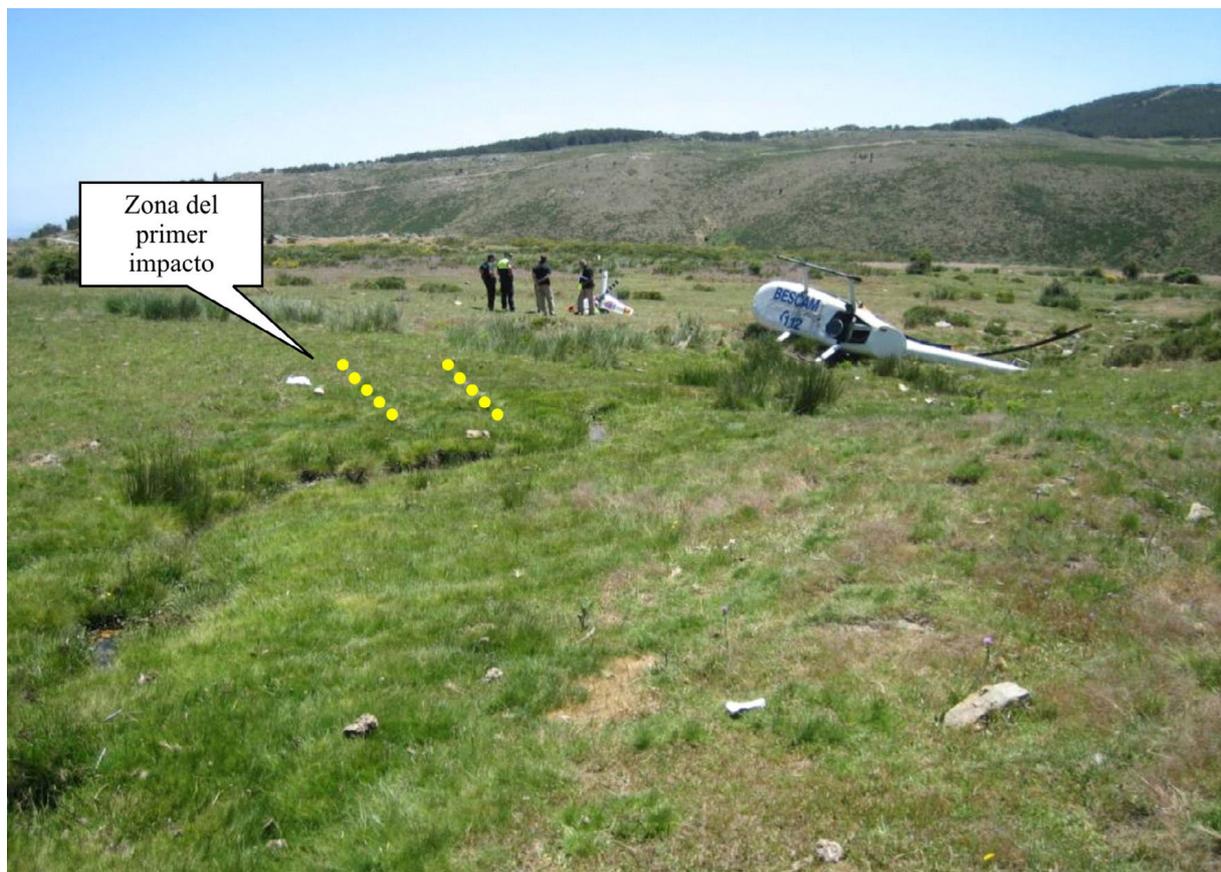


Figura 1. Zona de impacto y restos del helicóptero

aeronave y sus palas se hallaban deformadas, una de ellas tenía desprendido la parte central de su envergadura y ambas presentaban golpes en su borde de ataque próximos al final de las mismas, donde también había restos de barro.

El conjunto formado por los estabilizadores horizontal y vertical junto al rotor de cola se hallaba separado del helicóptero a una distancia de 11m. delante del morro del helicóptero y el tramo más cercano a la rotura presentaba impactos de las palas del rotor principal.

El tramo intermedio del eje de transmisión de la potencia al rotor de cola, que une el eje corto con la caja de 90° del rotor de cola, se hallaba en el suelo y estaba roto en tres tramos.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El helicóptero volaba a una altitud de presión de 5.100 ft, el peso del helicóptero estaba próximo al límite máximo y la velocidad indicada cercana a la de estacionario, condiciones que requieren en este tipo de helicóptero una potencia que puede ser considerada como alta.

Al ascender a una altitud de presión de 5.100 ft la actuación de este tipo de helicóptero, que requiere un control manual de las vueltas del rotor principal, debido a la escasa efectividad del governor a dicha altitud, es muy diferente a la actuación de los helicópteros con turbina, que se realiza automáticamente y donde el piloto había desarrollado su amplia vida profesional, por lo que su experiencia en este tipo de helicóptero para esa altitud y peso del helicóptero, podría considerarse escasa.

No se hallaron evidencias de mal funcionamiento mecánico en el helicóptero que originasen una caída de vueltas. La causa más probable para ello podría hallarse en un incremento del ángulo de ataque de las palas cuando el helicóptero perdía su velocidad de traslación para mantener la sustentación capaz de aguantar el peso de la aeronave, instante en el que el motor pudo no ser controlado mecánica o manualmente para aplicar más potencia al rotor, descendiendo por tanto el número de vueltas.

Cuando el piloto tuvo conciencia del problema, avisado de forma acústica y visualmente, actuó bajando inmediatamente el paso colectivo y bajó el morro de la aeronave, pero posiblemente no abrió en un primer momento el puño de gases, como indica el SN-10 del MV, provocando el descenso de RPM y la consiguiente entrada de pérdida de las palas del rotor principal.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 3 de marzo de 2008; 14:15 h local¹
Lugar	Aproximación al Aeródromo de Mutxamel (Alicante)

AERONAVE

Matrícula	EC-ZGG
Tipo y modelo	LANCAIR 360
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-360-B1F
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	66 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	800 h
Horas de vuelo en el tipo	Sin datos

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		1	
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruida
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aproximación

INFORME

Fecha de aprobación	25 de febrero de 2009
---------------------	------------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

Aproximadamente a las 13:45 horas del día 3 de marzo de 2008, la aeronave Lancair 360, matrícula EC-ZGG, despegó del Aeródromo de Mutxamel (Alicante) para llevar a cabo un vuelo de prueba para la renovación del certificado de aeronavegabilidad. A bordo iba el piloto propietario de la aeronave.

El vuelo estaba programado con una duración de 15 ó 20 minutos. La aeronave despegó por la cabecera 12 del citado aeródromo y tras realizar diversas maniobras el piloto se dispuso para el aterrizaje.

La temperatura era de 22 °C, viento en torno a 10 kt y prácticamente aproado a la cabecera 12 (110°), cielo sin nubes y buena visibilidad.

El piloto frustró un primer intento de aterrizaje y tras un nuevo circuito de aeródromo volvió a intentarlo frustrando nuevamente la maniobra con un viraje a la izquierda como en la anterior ocasión.

La tercera aproximación se realizó en las mismas condiciones meteorológicas y en esta ocasión cuando había sobrepasado el umbral de la pista 12, el piloto frustró de nuevo ejecutando un violento viraje hacia la izquierda y, tras un leve ascenso, la aeronave se desplomó sobre el ala del mismo lado impactando con el terreno y rebotando para golpear contra el suelo nuevamente con la zona de proa. Finalmente se detuvo junto al vallado perimetral del aeródromo.

El piloto fue asistido por personas que estaban en el aeródromo presenciando el vuelo, siendo trasladado al hospital con lesiones de carácter grave.

1.2. Daños sufridos por la aeronave e inspección de los restos

La aeronave resultó destruida. La parte frontal del fuselaje estaba desintegrada, con el grupo motopropulsor separado de la misma. La cola se desprendió y el ala derecha quedó seccionada a la altura del primer tercio, junto al encastre. El ala izquierda había perdido la totalidad del borde marginal.

En la inspección de los restos pudo comprobarse que el alerón izquierdo, que permanecía unido al ala, respondía a las acciones del mando. En profundidad, el movimiento de la palanca de mando se transmitía a la barra de actuación hasta la sección donde se había separado la cola. El movimiento del timón de dirección estaba impedido por los daños producidos por el impacto contra el terreno.

La hélice presentaba deformaciones coherentes con el suministro de potencia por el motor.



Figura 1. Restos de la aeronave

1.3. Información sobre la tripulación

El piloto contaba con una experiencia de alrededor de 800 horas de vuelo, casi todas ellas en aeronaves de modelos de Cessna y Piper. Según la investigación realizada, el piloto tras adquirir la aeronave, la mantuvo en Alemania sin volar aproximadamente un año para después ser trasladada a España donde estuvo casi otro año aparcada. En este tiempo, el piloto apenas realizó vuelos con ella, aunque si recibió algún vuelo de familiarización.

El día en que se realizaba la prueba para la renovación del certificado, algunos de los presentes intentaron persuadir al piloto para que fuera otra persona la que pilotara la aeronave, pero éste insistió en que sería él quien realizaría el vuelo.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Los datos obtenidos de los restos y confirmados por los presentes en la prueba indican que la aeronave no manifestó avería alguna durante el vuelo. Las condiciones meteorológicas eran buenas.

El piloto acumulaba muy poca experiencia en el tipo y había sido adquirida de manera esporádica a lo largo de un año. Además, la necesidad de repetir hasta en tres ocasiones

la maniobra de aterrizaje, cuando no existían aparentemente condicionantes externos que entrañaran dificultades reseñables, indican que la pericia del piloto en el manejo de la aeronave era escasa. A estas circunstancias pudo unirse una cierta tensión por la trascendencia del vuelo, de renovación del certificado de aeronavegabilidad, que pudo mermar la capacidad del piloto.

Con todo, se estima que el accidente se produjo por una pérdida de control en vuelo debido a la realización de un viraje ceñido a poca altura durante una maniobra de aterrizaje interrumpido.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 5 de marzo de 2008; 08:25 h local¹
Lugar	Yaiza (isla de Lanzarote)

AERONAVE

Matrícula	EC-FJV
Tipo y modelo	AEROSPATIALE AS-350B2
Explotador	Helicópteros Insulares, S. L.

Motores

Tipo y modelo	TURBOMECA ARRIEL 1D1
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	49 años
Licencia	Piloto comercial de helicópteros
Total horas de vuelo	3.500:00 h
Horas de vuelo en el tipo	1.000:00 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		3	
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Fotografía
Fase del vuelo	Maniobrando

INFORME

Fecha de aprobación	28 de enero de 2009
---------------------	----------------------------

¹ La referencia horaria en este informe es la hora local. La hora UTC coincide con la hora local en Lanzarote en esa fecha.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El helicóptero despegó del helipuerto de Yaiza con tres personas a bordo, el piloto, un operador de cámara y un realizador, con objeto de llevar a cabo un trabajo de filmación de un anuncio publicitario de un vehículo.

Para tal fin, se había cerrado al tráfico un tramo de 2 km de la carretera LZ-703, que discurre desde Las Breñas al Golfo, en la costa Oeste de la isla de Lanzarote. El trabajo consistía en filmar, con una cámara ubicada en el helicóptero, un vehículo mientras recorría el tramo de carretera cerrado.

Se había instalado un soporte de la marca Tyler Camera Systems, específico para helicópteros Eurocopter, modelos AS-350 y AS-355, que está certificado por la FAA

bajo el «Supplemental Type Certificate» STC SH5050NM, de acuerdo a las instrucciones que facilita el fabricante, que requieren, entre otras acciones, que se desmonte el asiento trasero de la aeronave. Este soporte es válido para instalar la cámara, tanto en el lado izquierdo como en el derecho. En este caso concreto la cámara iba situada en el costado derecho del helicóptero.

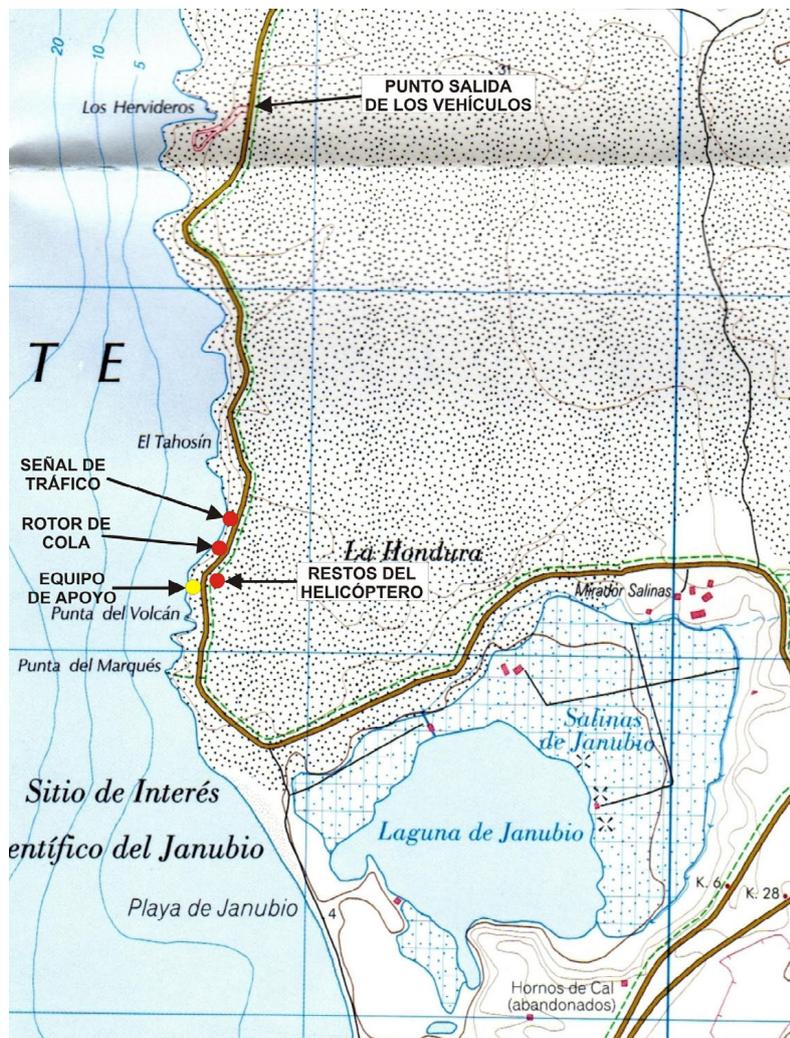


Figura 1. Plano de situación

Se disponía de varios vehículos, que partían, de uno en uno, desde un aparcamiento ubicado en las proximidades de Los Hervideros y se dirigían por la carretera en dirección Sur, hasta un lugar situado a 2 km del punto de partida.

Durante el recorrido de la novena toma, se produjo el

impacto del rotor antipar del helicóptero contra una señal de tráfico de la carretera, a consecuencia de lo cual se produjo el desprendimiento del rotor de cola. El helicóptero comenzó inmediatamente a girar sobre sí mismo, y acabó impactando contra el terreno, a poco más de 100 m del lugar del primer impacto.

Las personas del equipo de apoyo que se encontraban en las proximidades del lugar avisaron inmediatamente a los servicios de emergencia, y auxiliaron en los primeros momentos a los ocupantes, que fueron posteriormente evacuados a un centro hospitalario.

Los tres ocupantes de la aeronave resultaron heridos de carácter grave.

De acuerdo con la información meteorológica disponible: imágenes de satélite de alta resolución, imágenes de reflectividades radar y los mapas de vientos y presiones, se estima que las condiciones meteorológicas en el momento y lugar en el que se produjo el accidente, debían ser de cielo poco nuboso o despejado, vientos de 050° a 070° de 8 a 12 kt, visibilidad buena y temperatura alrededor de los 18 °C.

1.2. Daños a la aeronave

A consecuencia de los impactos con la señal de tráfico primero, y con el terreno después, la aeronave tuvo daños de importancia, que afectaron fundamentalmente al rotor de cola, cono de cola, rotor principal, patines de aterrizaje y fuselaje.

1.3. Ayudas a la navegación

1.3.1. Traza radar

A las 7:43:58 horas, la aeronave fue detectada por primera vez por los radares del Centro de Control de Canarias. En ese momento se encontraba sobre el mar, aunque muy próxima a la costa, en un punto situado a mitad de camino entre las Salinas de Janubio y El Golfo. El transpondedor de la aeronave no facilitaba información sobre la altitud a la que volaba ésta.



Figura 2. Señal de tráfico con el helicóptero al fondo

Durante los siguientes 30 minutos se observa como la aeronave evoluciona en la zona comprendida entre El Golfo y las salinas de Janubio, volando la mayor parte del tiempo sobre el mar. Durante este periodo de tiempo, hay varios lapsos en los que los radares pierden la señal de la aeronave, posiblemente a causa de la escasa altitud a la que volaba.

A las 8:20:00 h, la aeronave se encontraba sobre el mar, a la altura de los Hervideros, con una velocidad respecto del suelo de 30 kt. En el siguiente barrido del radar se perdió su señal, que fue recuperada a las 8:20:40, encontrándose ahora la aeronave al Sur del blanco anterior, muy próxima a la costa y volando a 60 kt.

Después volvió a perderse la señal, que fue recuperada nuevamente a las 8:21:10. En este momento la aeronave estaba sobre tierra, a la altura de las Salinas de Janubio.

Los radares volvieron a perder la señal de la aeronave, aunque esta vez fue de forma definitiva, ya que no volvió a ser captada.

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

El tramo de carretera en el que tuvo lugar el accidente discurre por una zona bastante llana, cubierta en su totalidad por lava.

En la figura 1 puede verse la ubicación del lugar del que salían los vehículos, lugar al que llegaban, que era donde se encontraba el equipo de apoyo en tierra, señal de tráfico con la que impactó el rotor de cola y lugar donde quedó éste y los restos principales de la aeronave.



Figura 3. Rotor antipar

El primer impacto fue el que tuvo lugar entre el rotor de cola del helicóptero y la señal de tráfico de advertencia de curvas peligrosas (figura 2). La parte triangular de esta señal mostraba un doblez, sobre una línea prácticamente vertical, así como una perforación en su parte central. El poste de sujeción estaba doblado en su base un ángulo de 60° respecto a la vertical, en la dirección de vuelo de la aeronave, y ligeramente hacia la carretera.

Cincuenta m más allá, siguiendo la dirección de vuelo que llevaba la aeronave, y a la derecha de la carretera se encontraba el rotor de cola. Este se había desprendido por la rotura de las sujeciones de la caja de 90°, del eje de transmisión de potencia y de la barra de control de paso. De las dos palas que tiene este rotor, una no presentaba prácticamente daños, en tanto que la otra estaba rota casi en su raíz.

A 125 m de la señal de tráfico, y a la izquierda de la carretera se encontraban los restos del helicóptero, que quedó volcado sobre su costado derecho. El morro del helicóptero estaba orientado al Noreste. Las tres palas del rotor principal presentaban grandes daños causados por su impacto contra el terreno.

Al lado de los restos principales, pero separada de la aeronave, se encontró la parte final del cono de cola, con los estabilizadores verticales y el patín. Ninguno de estos elementos tenía indicios de haber golpeado contra la señal de tráfico.

Al otro lado de la carretera, y a una distancia de 17 m de los restos principales, se encontró la punta del patín derecho.

1.5. Ensayos e investigaciones

1.5.1. *Declaraciones de testigos*

Se entrevistó a uno de los miembros del equipo de apoyo, que se encontraba en el extremo Sur del tramo de carretera que había sido cortado al tráfico.

Esta persona informó que para hacer la filmación, disponían de cuatro vehículos, que salían de uno en uno desde la parte de carretera más próxima a los Hervideros y se dirigían hacia las salinas de Janubio, es decir, recorrían la carretera de Norte a Sur. Mientras hacían este recorrido eran grabados por la cámara que iba en el helicóptero. Al inicio del recorrido, el helicóptero se encontraba sobre el mar y alto. Continuó indicando que durante la mayor parte del recorrido el helicóptero estaba sobre el mar, volando paralelo al vehículo, pero que a veces lo veía adentrarse en tierra y cruzar la carretera, yendo por detrás del coche. Ya en esta fase del recorrido, el helicóptero iba bastante más bajo.

Antes de ocurrir el accidente habían hecho 7 u 8 tomas. En el momento en que ocurrió este accidente, el testigo estaba en la curva en la que acabó impactado la aeronave.

La zona en la que está la señal de tráfico con la que impactó el helicóptero es una zona plana. Antes de ella, en el sentido en el que hacían el recorrido, hay un tramo con pendiente ascendente. Este testigo dice que tanto en las tomas anteriores, como en la del accidente, el helicóptero y el coche se acercaban en esta zona, ya que este último subía y el helicóptero descendía.

Esta persona indicó que en los momentos previos al impacto con la señal no vio al helicóptero hacer ninguna maniobra o movimiento extraño, sino que simplemente volaba muy bajo. Oyó el impacto contra la señal y observó que algo se desprendía del helicóptero, que comenzó a girar sobre sí mismo. Estimó que debió dar uno o dos giros antes de impactar contra el suelo.

2. ANÁLISIS

2.1. Análisis del vuelo

La traza radar del vuelo proporciona información de la evolución de la aeronave en la zona de filmación, constatándose que la misma voló la mayor parte del tiempo sobre el mar, y una pequeña parte sobre tierra, lo que concuerda con la información facilitada por una de las personas que formaban parte del equipo de tierra.

En cuanto a la altitud de la aeronave, y como se ha indicado en el punto 1.3.1, el transpondedor de la aeronave no facilitaba esa información, por lo que no es posible determinar la altitud a partir de la información radar. Tampoco ha sido posible determinar la altitud a la que los radares pierden la señal en la zona de vuelo, lo que, al menos, habría permitido establecer que en los momentos en que se perdió la señal radar la aeronave volaba por debajo de una altitud concreta.

Por lo tanto, la única fuente de información disponible respecto a la altitud de vuelo es la aportada por uno de los miembros del equipo de tierra, que indicó que previamente a producirse el impacto con la señal, la aeronave volaba muy cerca del suelo.

2.2. Posible secuencia de impactos

El impacto del rotor de cola con la señal de tráfico provocó que el poste de sujeción de la señal se doblara, pivotando sobre su base, de forma que la parte superior de la señal se desplazó hacia atrás y hacia abajo, lo suficiente para no recibir el impacto de la segunda pala. Esta hipótesis es congruente con el estado en que quedó la señal, doblada en un ángulo de unos 60° respecto a la vertical.

Por otra parte, la orientación, prácticamente vertical del doblado, así como la inclinación del poste de sujeción dan una idea de la dirección en la que volaba la aeronave: siguiendo la dirección de la carretera. A esta misma conclusión se llega al observar la ubicación en la que quedaron los restos de la aeronave. Asimismo, de la distancia a la que quedaron éstos de la señal, y en especial el rotor de cola, se deduce que en el momento en que se produjo el primer impacto, la aeronave tenía una velocidad horizontal apreciable. El hecho de que en este primer impacto ninguna parte de la aeronave contactara con el terreno, evidencia que en ese momento su régimen de descenso era prácticamente nulo.

Del hecho de que ninguna otra parte del helicóptero diferente al rotor de cola, impactara contra la señal, se desprende que en el momento de producirse el impacto contra ésta, la aeronave posiblemente volaba siguiendo la carretera en vuelo nivelado, muy cerca del suelo, y con un pequeño resbale hacia la derecha, de forma tal, que la cabina quedaría sobre el centro de la carretera y la zona del rotor de cola sobre el margen derecho de la misma, lo que concordaría con el escenario descrito por el miembro del equipo de apoyo en tierra.

3. CONCLUSIONES

3.1. Causas

Se considera que este incidente fue causado por la realización de un trabajo de filmación, durante el cual la aeronave volaba a muy escasa altura sobre la carretera, con un ligero resbale hacia la derecha, lo que propició que el rotor de cola impactase contra una señal, lo que produjo su desprendimiento y la consiguiente pérdida de control por parte del piloto.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 24 de agosto de 2008; 12:40 h local¹
Lugar	Aeropuerto de Fuerteventura (Las Palmas)

AERONAVE

Matrícula	EC-JJE
Tipo y modelo	BELL 412
Explotador	Inaer Helicópteros, S. A.

Motores

Tipo y modelo	PRATT-WHITNEY PT6T-3B
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	53 años	33 años
Licencia	CPL(H)	CPL(H)
Total horas de vuelo	10.265 h	299 h
Horas de vuelo en el tipo	937 h	75 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			4
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Búsqueda y Salvamento
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	25 de febrero de 2009
---------------------	------------------------------

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

1.- INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El helicóptero BELL 412 de matrícula EC-JJE, realizaba labores de salvamento marítimo y regresaba de realizar un rescate en Lanzarote. Aterrizó en el Aeropuerto de Fuerteventura con un rumbo aproximado de 360°.

En esos momentos el viento soplaba con dirección 40°, intensidad 21 kt, y ráfagas de hasta 27 kt.

A bordo viajaban el piloto, el copiloto, un operador de grúa y dos rescatadores.

Una vez en tierra desembarcó uno de los rescatadores, y a continuación la tripulación inició una maniobra de entrenamiento consistente en girar 360° en sentido horario, haciéndolo en cuatro movimientos con giros de 90° cada uno incluyendo la toma y el despegue. Se elevó en vuelo estacionario, y realizó el primer giro con poca velocidad, descendiendo después para volver a posarse en el suelo. A continuación se elevó de nuevo e inició el segundo giro, pero cuando el eje longitudinal apuntaba casi en dirección Sur, aparecieron fuertes vibraciones en dirección vertical. Según el testimonio de la tripulación, el piloto bajó la palanca de paso colectivo y el helicóptero cayó bruscamente al suelo desde una altura aproximada de 3 m.

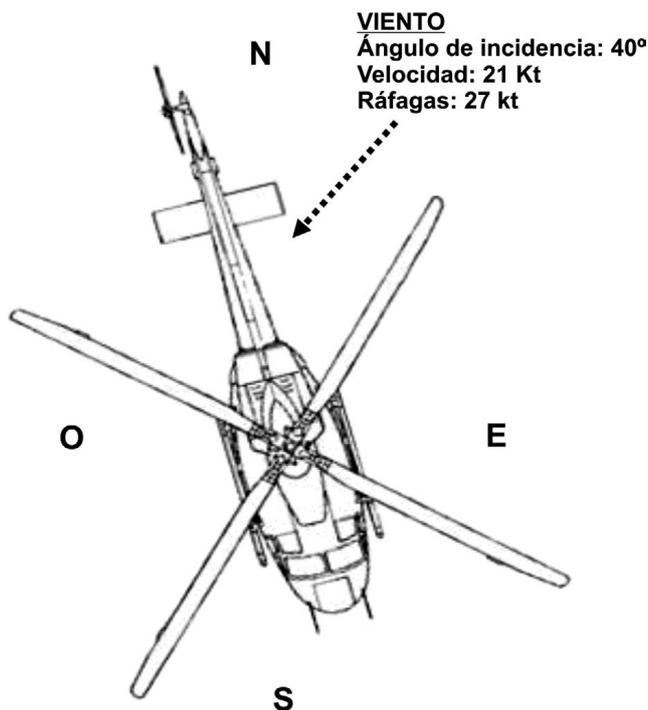


Figura 1. Posición del helicóptero

Como consecuencia del impacto, el operador de grúa sufrió contusiones de carácter leve. Los otros ocupantes salieron ilesos, y todos pudieron abandonar la aeronave por sus propios medios.

El helicóptero resultó con daños en los patines y deformaciones en los apoyos del travesaño inferior trasero. También se rompió el cristal superior derecho, ya que el piloto golpeó con la cabeza contra el mismo.

En su declaración, el comandante no descartó que tal vez se hubiera producido algún tipo de oscilación inducida por el piloto².

² La PIO («Pilot Induced Oscillation») ocurre cuando el piloto, de manera inadvertida realiza correcciones con el mando en sentidos opuestos para contrarrestar un movimiento de la aeronave, provocando un aumento del efecto que intenta corregir.

En la inspección posterior al accidente se comprobó que la fricción del mando colectivo regulada en el mantenimiento estaba dentro de los límites normales de uso.

Se desmontaron y enviaron al fabricante para su estudio los cuatro conjuntos de montantes de la transmisión, incluyendo los cuatro tornillos que sujetaban a cada uno y las piezas de sujeción (spacer), concluyéndose que todos se encontraban en un buen estado, y acorde con las horas de funcionamiento que tenían.

Tanto el peso de la aeronave como su centro de gravedad estaban dentro de los límites establecidos.

1.2. Información sobre la aeronave

El helicóptero Bell 412 se fabricó en 1.981 con número de serie 33044 y estaba dotado de dos motores PRATT WHITNEY PT6T-3B. Tenía un certificado de aeronavegabilidad de tipo normal con validez hasta el 13 de septiembre de 2008.

Este tipo de helicópteros tiene un Sistema Automático de Control de Vuelo (AFCS), que puede trabajar en modo SAS, para mantener la estabilidad en vuelo, o en modo ATT para mantener la actitud.

El sistema lo controlan dos computadores independientes llamados HELIPILOT (HP1 y HP2), que pueden operar alternativa o simultáneamente, y que tienen la capacidad de actuar sobre los controles de alabeo y cabeceo, pero sólo el HP1 puede actuar sobre el control de guiñada.

El modo SAS actúa como un sistema de amortiguación que estabiliza el helicóptero frente a interferencias externas, aliviando el esfuerzo del piloto (que es el que tiene el mando), porque combina la actitud establecida por el piloto con la actitud real, determinando los movimientos de los controles del mando cíclico y del rotor trasero. Cuando funciona en este modo, los actuadores tienen una autoridad máxima sobre los controles de mando del 7% en cabeceo, 10,5% en alabeo y 6,5% en guiñada.

En el modo ATT, el vuelo lo realiza el AFCS, tomando la actitud que en ese momento tiene la aeronave como referencia, llevando a cabo las acciones necesarias para mantenerla.

La tripulación informó de que la maniobra se estaba realizando con el AFCS conectado en modo SAS y los HELIPILOTS 1 y 2 en la posición ON.

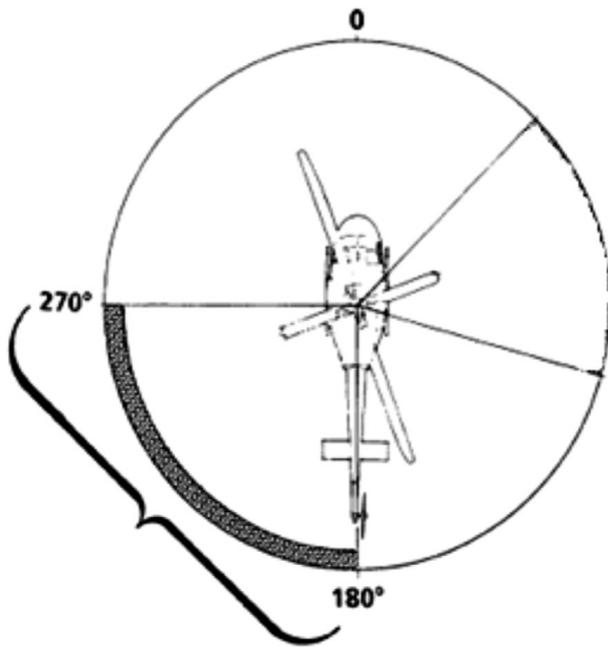


Figura 2. Limitaciones debidas al viento

El manual de vuelo establece que la máxima velocidad de viento permitida cuando éste incide desde el cuadrante trasero izquierdo es 35 kt (ver Figura 2) para una altitud de densidad igual o inferior a 3.000 ft. Asimismo dice que para vuelo estacionario, cuando el helicóptero está sometido al efecto suelo, es crítico el movimiento longitudinal de la palanca del cíclico cuando el viento incide desde el cuadrante trasero izquierdo, de manera que puede interferir en el funcionamiento del AFCS si éste está trabajando en el modo ATT.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

En el instante en el que sobrevinieron las vibraciones, el viento incidía en el helicóptero desde el cuadrante trasero izquierdo, con una intensidad, incluidas las ráfagas, que estaba lejos de alcanzar la máxima permitida. No obstante el par motor requerido para mantenerlo en esa posición tenía que ser superior al necesario cuando el viento incide de cara, por lo que en esa situación el piloto se veía obligado a contrarrestar la acción del viento desplazando longitudinalmente la palanca del cíclico.

Según lo descrito en el manual del helicóptero, no parece que el viento tuviera una influencia determinante en el control longitudinal del cíclico que pudiera haber inducido algún tipo de vibración, ya que el AFCS estaba trabajando en modo SAS.

Por otro lado, los montantes de la transmisión estaban en buen estado y bien instalados, por lo que se descarta su relación con las vibraciones.

Todo parece indicar que las vibraciones tal vez pudieran haber aparecido inducidas por el piloto al desplazar la palanca del cíclico intentando controlar la posición de la aeronave.

La causa del descenso y choque del helicóptero con el suelo fue una bajada excesiva y algo precipitada de la palanca del mando de paso colectivo que hizo que el helicóptero cayera al suelo bruscamente.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 20 de agosto de 2008; 16:00 h local¹, aproximadamente
Lugar	Aeródromo de La Nava. Corral de Ayllón (Segovia)

AERONAVE

Matrícula	EC-CFM
Tipo y modelo	DORNIER DO-27-A5
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING GO-480-B1A6
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	47 años
Licencia	Piloto transporte de línea aérea
Total horas de vuelo	7.500 h
Horas de vuelo en el tipo	500 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – No comercial – Remolque
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	28 de enero de 2009
---------------------	----------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

La aeronave DORNIER DO-27, matrícula EC-CFM, se utilizaba en labores de remolcado de veleros en el Aeródromo de La Nava, Corral de Ayllón (Segovia).

El aeródromo cuenta con dos pistas de tierra, la 18-36 de 1.780 m x 210 m, y la 04-22 de 1.100 m x 210 m.

El día 20 de agosto, a las 16:00 h, con el piloto como único ocupante, y después del cuarto remolque de la tarde, la aeronave se dispuso a efectuar la toma por la pista 36. Tras soltar el cable, y situada sobre el último tramo de la pista, realizó un viraje ascendente hacia la izquierda, para a continuación ir virando a la derecha hasta salir finalmente con rumbo 300°, con la intención de aterrizar transversalmente y así eliminar la componente de viento cruzado. Una vez en rumbo 300°, el avión bajó el morro, y dada la cercanía con el suelo, fue a impactar contra el terreno arado inmediatamente anterior a la pista (ver Figura 1).

El piloto resultó ileso y el avión presentaba daños en las patas del tren de aterrizaje (la derecha estaba rota y situada debajo del fuselaje y la izquierda doblada hacia fuera y

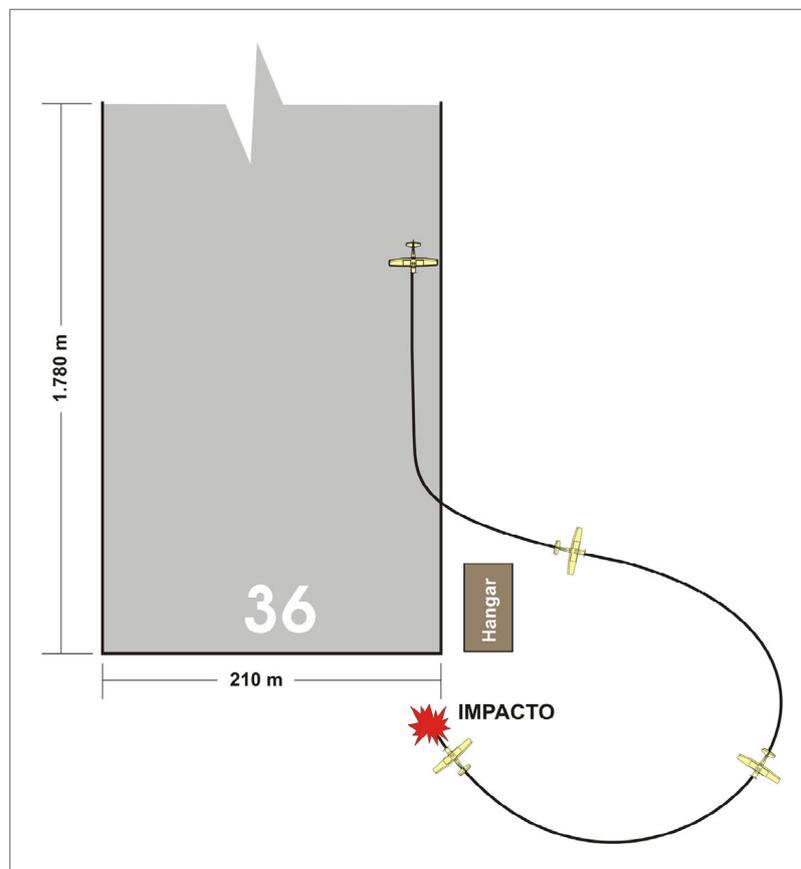


Figura 1. Trayectoria de la aeronave

hacia atrás) y en las palas de la hélice, que estaban dobladas hacia atrás, además de una fuerte deformación en la viga inferior, y la rotura de una de las orejetas del mecanismo de cambio de paso.

Según fuentes del propio aeródromo el viento existente era de brisa intermitente de unos 5 kt de intensidad y procedencia entre 270° y 290°.

El piloto declaró que fuera ya del viraje, con el avión recto y nivelado en rumbo 300°, cuando se encontraba situado en la vertical del punto más bajo de la vaguada existente anterior a la pista, el avión rápidamente bajó el morro hasta la posición de 15° de morro bajo. Entonces metió «plenos gases» y llevó la palanca de mando de timón hasta su posición más retrasada. Indicó que el gas no entró y que no tuvo tiempo de levantar el morro, con lo que aunque en una posición horizontal, debido a la pendiente positiva del campo, no pudo entrar paralelo a éste.

Según declaraciones de testigos en tierra, la maniobra de viraje a derechas se realizó a menor altura que en otras ocasiones.

El motor se inspeccionó detalladamente tras el accidente, no habiéndose detectado anomalía que indicase un mal funcionamiento anterior del mismo.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Las características de la Dornier por un lado, en cuanto a constitución de patín de cola y empenaje de grandes dimensiones que hacen que ésta se aproe mucho al viento, y por otro, las grandes dimensiones de la pista permiten la realización de tomas no necesariamente en la dirección del eje de la pista. Por tanto es práctica habitual que para minimizar los efectos de la componente transversal del viento se realicen este tipo de tomas.

Del examen de los restos, se puede deducir que el avión impactó contra el terreno en una actitud de viraje a derechas y morro abajo.

La respuesta de un motor ante una solicitud de potencia depende del régimen particular de funcionamiento del motor en ese momento, y es proporcional a la amplitud de la señal de mando, pero ha de tenerse en cuenta que movimientos bruscos de la palanca podrían no tener la rapidez de respuesta esperada, e incluso producir un ahogamiento del motor. En cualquier caso, la respuesta de un motor nunca es instantánea, haciéndose más patente en situaciones especialmente comprometidas como puede ser en maniobras cercanas al terreno, donde se dispone de un margen de tiempo y actuación mucho menor, y por tanto en donde se espera una actuación más rápida.

Así, la afirmación del piloto en cuanto a que «los gases no entraron» está dentro de lo probable dada la rapidez con que se realizó la solicitud de potencia y la necesidad de una respuesta prácticamente instantánea dada la cercanía con el terreno.

Dado que no se detectó anomalía alguna en el motor, y atendiendo a la actitud del avión en el momento de contacto con el terreno, es probable que la maniobra de aproximación, durante el viraje a derechas, debió realizarse sin mucha coordinación en el movimiento, lo que provocó una disminución de la altura, en consonancia con la apreciación por parte del personal del aeródromo.

Por tanto, se considera que la causa probable del accidente fue una inadecuada maniobra de viraje, condicionada ya por una insuficiente altura inicial.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 10 de agosto de 2008; 19:30 h local¹
Lugar	Illueca (Zaragoza)

AERONAVE

Matrícula	F-CHDR
Tipo y modelo	PEGASE C-101
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	N/A
Número	N/A

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	Sin datos
Licencia	Sin datos
Total horas de vuelo	Sin datos
Horas de vuelo en el tipo	Sin datos

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	25 de febrero de 2009
---------------------	------------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

El día 10 de agosto a las 13:00 hora local, el velero de matrícula F-CHDR despegó del Aeródromo de Fuentemilanos (Segovia) para realizar un vuelo de larga distancia.

Según declaración del piloto, hacia las 18:30 h pudo entrar en ascendencia, que no aprovechó óptimamente, de manera que alrededor de las 19:30 h se dispuso a buscar un campo alternativo para la toma, ya que según su criterio atravesar por zona montañosa era demasiado arriesgado.

Tras sobrevolar la zona, y después de una valoración de las condiciones, optó por aterrizar en un campo sin obstáculos a la vista, aunque bordeado en su longitud por una valla. La vegetación era variada y alta.

Una vez salvada la valla, la toma de contacto con el terreno fue normal, pero inmediatamente después se produjo un choque violento con una piedra, que propició que el planeador realizase un derrape hacia la izquierda. La rodadura en el suelo no sobrepasó los 30 m, y el planeador se paró violentamente, desviado unos tres metros de la dirección inicial de aterrizaje.

El punto donde se detuvo el velero estaba a 360 km de distancia del punto de salida.

La aeronave resultó con daños en el ala izquierda y en el tren de aterrizaje.

El piloto resultó herido leve y abandonó la aeronave por su propio pie.

2. CONCLUSIÓN

El accidente se produjo por el impacto con una piedra durante el recorrido en tierra tras la realización de un aterrizaje fuera de campo.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 17 de octubre de 2008; 13:15 h local¹
Lugar	Aeródromo de Robledillo de Mohernando

AERONAVE

Matrícula	G-BODI
Tipo y modelo	STODDAR-HAMILTON GLASSAIR III SH-3R
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-540-S1A45
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	38 años
Licencia	Piloto de transporte de línea aérea ATPL(A)
Total horas de vuelo	5.000 h
Horas de vuelo en el tipo	10 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	28 de enero de 2009
---------------------	----------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave modelo GLASAIR III SH-3R con matrícula G-BODI, estuvo realizando un vuelo local en el Aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara), llevando a bordo al piloto y a un acompañante. Ambos volaban con casco.

El piloto informó de que previamente al vuelo estuvo inspeccionando el avión, y repostó 65 l desde los tanques que dan servicio en el aeródromo, echando 43 l al depósito principal (situado en el ala) y 22 l al depósito delantero. Al terminar de repostar el indicador del depósito principal marcaba que estaba casi lleno.

Una vez que arrancó el motor estuvo esperando 10 minutos, y después despegó por la pista 01. Voló con rumbo noreste hasta llegar a unas 5 NM, y ascendió a 4.000 ft de altitud.



Figura 1. Trayectoria de la aeronave

Posteriormente inició el regreso hacia el aeródromo. Según indicó, el vuelo duró unos diez minutos y durante el transcurso del mismo el viento estuvo en calma.

Al aproximarse notificó que iba a sobrevolar la pista transversalmente a ella, y posteriormente la atravesó por su mitad. Durante el viraje para situarse en el tramo de viento en cola izquierda de la pista 19, estando a 3.600 ft de altitud, escuchó algunas explosiones en el motor.

Comunicó por radio «fallo de motor» y continuó realizando el circuito. En el viraje al tramo final el motor se paró. El piloto aterrizó en el campo inmediatamente anterior a la pista con el tren

de aterrizaje desplegado. Durante la toma, la aeronave capotó y quedó en posición invertida a una distancia de 500 m de la cabecera de la pista 19.

La tripulación de un helicóptero del Cuerpo Nacional de Policía que se encontraba por la zona oyó la comunicación del piloto, les localizó y aterrizó junto al lugar del accidente. Uno de sus miembros ayudó a los ocupantes a abandonar el avión. Estos resultaron con heridas de carácter leve y por ello les evacuaron al Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos y desde allí fueron trasladados a un centro hospitalario en ambulancia. La tripulación del helicóptero informó de que por la punta del plano derecho del avión estaba manando combustible con mucha fluidez.

En la inspección posterior al accidente se constató que el primer contacto del tren con el terreno dejó unas huellas simétricas de 17 m de longitud. Más adelante, a 8 m de distancia estaban las marcas del segundo impacto del tren y las de la hélice, y 11 m más lejos quedó el avión.

El tren de aterrizaje presentaba un fuerte golpe, quedando más afectada la rueda delantera.

Las palas de la hélice se partieron al impactar, pero no se astillaron, y sus restos quedaron a poca distancia del avión.



Figura 2. Posición final del avión

El plano derecho presentaba un golpe en la punta, habiéndose desprendido la punta del plano, y parte del depósito adicional situado en el extremo. Tanto el depósito de combustible principal como los adicionales estaban vacíos.

Los flaps no estaban deflectados y la palanca que los gobernaba en cabina estaba en posición OFF.

Se comprobó que el motor estaba íntegro y que tenía libertad de giro.

La llave selectora de combustible tenía seleccionado el tanque delantero, del cual se recuperaron aproximadamente 7 l. Se halló combustible en las tuberías que unían los dos depósitos con la llave selectora, y también en la que unía ésta con la bomba eléctrica auxiliar, la cual funcionaba correctamente. El interruptor que accionaba esta bomba en la cabina estaba desconectado.

Se comprobó que al filtro no le llegaba combustible en cualquiera de las posiciones de llave selectora. Tampoco se encontró combustible en las tuberías que conectaban el filtro con la bomba mecánica, ni ésta con el servo inyector, ni en el filtro principal.

1.2. Información sobre la aeronave

El avión de construcción por aficionados GLASSAIR III SH-3R, tenía el tren de aterrizaje extensible de tipo triciclo. Estaba dotado de un motor LYCOMING IO-540 y llevaba una hélice tripala de madera S1A5 (HOFFMANN HO-V123K-F/200DS).

Disponía de dos depósitos de combustible. El principal de 200 l de capacidad, alojado en el ala, y otro delantero de 30 l, situado antes del mamparo cortafuegos. Incorporaba también dos depósitos adicionales en los extremos del ala con una capacidad de 21 l cada uno (figura 3). El depósito principal llevaba un sistema que aseguraba el suministro

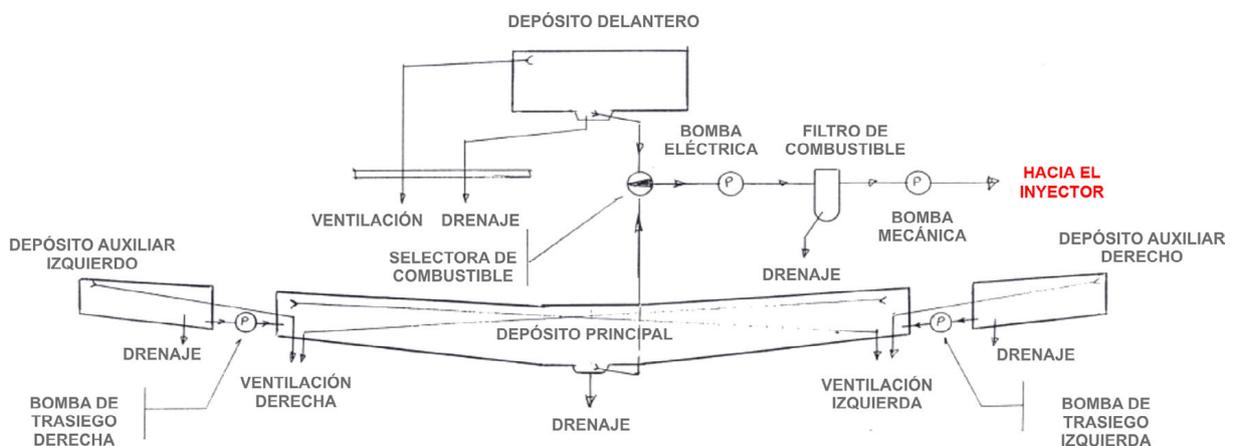


Figura 3. Esquema del sistema de combustible

de combustible al realizar maniobras no coordinadas, pero no así el depósito auxiliar. La válvula selectora situada en cabina tenía tres posiciones, hacia la izquierda (depósito principal), hacia delante (depósito delantero) y hacia la derecha (corte de combustible), la cual tenía una guarda para impedir un corte inadvertido. El consumo medio era aproximadamente 1,15 l/min.

El manual del avión indicaba que el arranque del motor se debía hacer con el tanque delantero o con el más lleno de los dos. También señalaba que en la lista de procedimientos del preaterrizaje, una de las acciones a tomar era activar la bomba eléctrica auxiliar, y que al realizar el aterrizaje normal los flaps debían quedar totalmente desplegados en el viraje del tramo de viento en cola a base.

2. ANÁLISIS

Las huellas encontradas indican que cuando el avión tocó por primera vez con el terreno estaba nivelado, y que clavó el tren y la hélice en un segundo impacto. El hecho de que llevará el tren desplegado provocó que capotara, y quedara en posición invertida. El estado y la posición de las palas de la hélice confirmaría que el motor estaba parado en el momento del impacto.

Durante la investigación se constató que el flujo de combustible hacia el motor se cortó en el tramo del circuito comprendido entre la bomba eléctrica y el filtro de combustible, y que dicha bomba estaba desconectada. Tanto el primer indicio de fallo en el motor como la parada definitiva sobrevinieron inmediatamente después de hacer sendos virajes, por lo que pudo desplazarse el combustible durante esas maniobras y al no incorporar el depósito auxiliar un sistema que asegurase el suministro de combustible en maniobras descoordinadas pudo haber una interrupción puntual de la alimentación al motor.

Durante el impacto, el uso del casco protegió a los ocupantes del avión de lesiones mucho más graves.

3. CONCLUSIONES

La parada de motor estuvo causada por llevar desconectada la bomba eléctrica en el tramo final del aterrizaje, lo que impidió que la alimentación al motor funcionara con normalidad.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 5 de noviembre de 2008; 09:35 h local¹
Lugar	Aeródromo de La Axarquía (Málaga)

AERONAVE

Matrícula	EC-GPJ
Tipo y modelo	CESSNA F-172-N
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-320-H2AD
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	25 años
Licencia	Piloto comercial de avión CPL(A)
Total horas de vuelo	170 h
Horas de vuelo en el tipo	140 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			2
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Valla perimetral del aeródromo

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	28 de enero de 2009
---------------------	----------------------------

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

1.- INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave CESSNA F-172-N con matrícula EC-GPJ había partido del Aeropuerto de Málaga para realizar un vuelo local privado, llevando a bordo al piloto y dos pasajeros. Posteriormente se dirigió al Aeródromo de La Axarquía con la intención de tomar tierra y detener el avión para que los pasajeros pudieran intercambiar sus posiciones. Aproximadamente a las 9:35 aterrizó por la pista 13 después de realizar el circuito a la derecha de la misma. Esta pista tiene el umbral desplazado.

Durante la carrera de aterrizaje se salió por el final de la pista, chocó contra la valla que delimita las instalaciones del aeródromo y cayó por un terraplén, quedando en posición invertida junto a la orilla del río Benamargosa, que pasa al Este del aeródromo, cerca de la cabecera 31.

Los ocupantes resultaron con heridas de carácter leve y abandonaron la aeronave por sus propios medios. El avión sufrió daños importantes.

Durante la inspección realizada después del accidente se constató que los flaps estaban replegados.



Figura 1. Fotografía de la posición final de la aeronave

La hélice tenía arrollada a su alrededor parte de la valla del aeródromo, pero no tenía daños de importancia y sus palas no presentaban golpes significativos.

La revisión detallada del sistema de frenos reveló que la tubería del freno de la pata izquierda tenía dos roturas distintas. Una en la zona de unión al fuselaje y otra junto a la pinza del freno respectivamente, por lo que el fluido hidráulico se había derramado. También estaba partido el soporte inferior de la pinza. El sistema de la pata derecha permanecía operativo y sin daños. Las medidas de las pastillas y del disco estaban dentro de los límites normales de funcionamiento en ambas patas.

En la pista quedaron marcadas las huellas que produjo la frenada, las cuales se prolongaban simétricas a lo largo de los 288 m anteriores al final de la parte asfaltada.

El viento soplaba con dirección (315°-338°) e intensidad de 5 a 7 kt, con ráfagas de hasta 12,4 kt.

2.- ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

De la información meteorológica se deduce que en el momento del accidente el viento soplaba del noroeste, lo que significa que el aterrizaje por la pista 13 se realizó con viento en cola.

Las huellas halladas a lo largo de ella revelan que el piloto actuó sobre los frenos, y que la frenada estuvo repartida entre ambas ruedas de manera equilibrada. Durante la revisión efectuada no se encontraron evidencias de fallo en los componentes del sistema de frenos, constatándose que las roturas encontradas en la tubería de la pata izquierda y en la pinza del freno se produjeron durante el impacto.

El estado en el que se encontró la hélice, sin apenas daños, indicaría que el golpe se produjo con el motor funcionando a bajas revoluciones.

La posición en la que se encontraron los flaps sugieren que el aterrizaje tal vez se pudo producir sin desplegarlos, contribuyendo a que la carrera de aterrizaje se alargase.

Se concluye por tanto que la salida por el final de la pista tuvo como causa la ejecución de la maniobra de aterrizaje con viento en cola.

ADDENDA

<u>Reference</u>	<u>Date</u>	<u>Registration</u>	<u>Aircraft</u>	<u>Place of the event</u>	
A-008/2008	05-03-2008	EC-FJV	Aerospatiale AS-350B2	Yaiza (Island of Lanzarote)	43

Foreword

This report is a technical document that reflects the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances of the event and its causes and consequences.

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

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

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

Abbreviations

00°	Degrees
00 °C	Degrees Celsius
CPL(H)	Commercial pilot (helicopter)
FAA	Federal Aviation Administration (United States)
h	Hour(s)
km	Kilometer(s)
kt	Knot(s)
m	Meter(s)
STC	Supplemental Type Certificate
UTC	Coordinated Universal Time

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Wednesday, 5 March 2008; 08:25 local time¹
Site	Yaiza (Island of Lanzarote)

AIRCRAFT

Registration	EC-FJV
Type and model	AEROSPATIALE AS-350B2
Operator	Helicópteros Insulares, S. L.

Engines

Type and model	TURBOMECA ARRIEL 1D1
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	49 years old
Licence	CPL(H)
Total flight hours	3,500:00 h
Flight hours on the type	1,000:00 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew		3	
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Significant
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Aerial work – Commercial – Photography
Phase of flight	Maneuvering

REPORT

Date of approval	28 January 2009
------------------	------------------------

¹ All times in this report are local. UTC time coincides with local time in Lanzarote on that date.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The helicopter took off from Yaiza heliport with three people aboard, the pilot, a camera operator and a director, for the purpose of filming an automobile commercial.

To this end, traffic had been closed off along a 2 km stretch of road LZ-703, which goes from Las Breñas to Golfo, on the Lanzarote's island west coast. The work consisted of filming a vehicle traveling along the closed stretch of road from a camera on the helicopter.

A Tyler Camera Systems mount, specifically designed for Eurocopter helicopter models AS-350 and AS-355, had been installed onboard. This mount is certified by the FAA under Supplemental Type Certificate STC SH5050NM, and had been installed according

to instructions provided by the manufacturer and which require, among other things, that the aircraft's rear seat be removed. The mount can be used to install the camera on either the right or left side. In this particular case, the camera was situated in the right side of the helicopter.

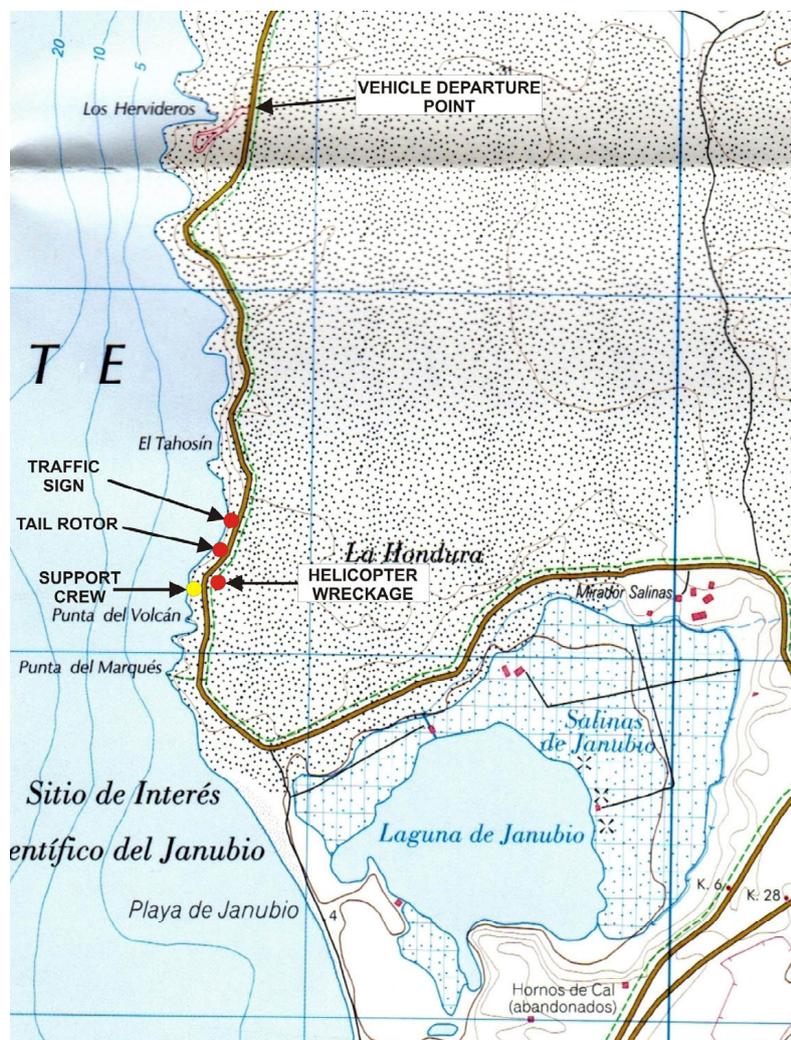


Figure 1. Map of the area

Several vehicles were used. They departed one by one from a parking lot located in the vicinity of Los Hervideros, and headed along the road to the south to a location 2 km away from the point of departure.

While filming the ninth take, the helicopter's anti-torque rotor struck a traffic sign on the road, which caused the tail rotor to detach. The helicopter

immediately started to rotate about its central axis and ended up impacting the ground just over 100 m from the initial impact point.

Members from the support crew in the surrounding area immediately alerted emergency services and initially rendered aid to the occupants, who were subsequently evacuated to a medical center.

All three occupants onboard the aircraft were seriously injured.

From the available weather information (high-resolution satellite images, radar reflectivity images and wind and pressure maps), it is estimated that at the time and place of the accident skies were partly cloudy or clear, winds were from 050° to 070° at 8 to 12 kt, visibility was good and the temperature was around 18 °C.

1.2. Damage to aircraft

The aircraft was seriously damaged as a consequence of the impacts, first with the traffic sign and then with the ground. The damage was mainly limited to the tail rotor, the tail boom, the main rotor, the landing skids and the fuselage.

1.3. Aids to navigation

1.3.1. Radar track

The aircraft was first picked up on the radar of the Canaries Control Center at 07:43:58, at which time it was over the sea, although very close to the coast, at a point halfway between Salinas de Janubio and El Golfo. The aircraft's transponder was not relaying any altitude information.

Over the next 30 minutes, it is observed that the aircraft maneuvered in the area between El Golfo and Salinas de Janubio, for the most part flying over the sea. During this time there were several lapses in radar coverage, possibly due to the low altitude at which the helicopter was flying.



Figure 2. Traffic sign with the helicopter in the background

At 08:20:00 the aircraft was over the sea off the coast of Hervideros, flying at a ground speed of 30 kt. The signal was lost during the next radar sweep and recovered at 08:20:40, with the aircraft now to the south of the previous radar return, very close to the coast and flying at 60 kt.

The signal was lost once again and recovered once more at 08:21:10. At that time, the aircraft was over ground near Salinas de Janubio.

The aircraft's radar return was lost once more, this time permanently, as the signal was not detected again.

1.4. Wreckage and impact information

The stretch of road where the accident took place is in a fairly flat area covered completely by lava.

Figure 1 shows where the vehicles departed from, and their destination, which is where the ground support crew was located, the location of the traffic sign against which the tail rotor impacted, as well as the final location of the tail rotor and main aircraft wreckage.

The initial impact was between the tail rotor and a traffic sign warning of dangerous curves (Figure 2). The triangular part of the sign was bent practically from top to bottom, and was perforated in the center. The signpost was bent at its base at a 60° angle from the vertical and in the direction of the aircraft's flight, and slightly toward the road.



Figure 3. Anti-torque rotor

The tail rotor was found fifty meters further away, in the aircraft's direction of motion and to the right of the road. It had detached due to the breakage of the tail gearbox fittings, the drive shaft and the pitch control linkage. Of the two tail rotor blades, one was practically undamaged while the other one had broken near the root.

The main helicopter wreckage, which was turned on its right side, was 125 m from the

traffic sign and to the left of the road. The nose of the helicopter faced northeast. The three main rotor blades showed significant damage from the impact with the ground.

The final part of the tail cone, along with the vertical stabilizers and the skids, were found next to the main wreckage, but separated from the aircraft. None of these components showed signs of having struck the traffic sign.

The tip of the right skid was found on the other side of the road, 17 m away from the main wreckage.

1.5. Tests and research

1.5.1. *Eyewitness statements*

One support crew member, who was at the southern end of the stretch of road that had been closed to traffic, was interviewed.

This person stated that four vehicles were being used for filming. The vehicles departed one by one from the stretch of road nearest Hervideros in the direction of Salinas de Janubio, that is, they traveled from north to south. They were filmed by the camera in the helicopter while covering this route, at the start of which the helicopter was high over the sea. He went on to state that the helicopter was over the sea and flying parallel to the car for most of the trajectory, but that at times he saw it go inland and cross the road, going behind the car. During this part of the run the helicopter was flying considerably lower.

Before the accident they had filmed 7 or 8 takes. At the time of the accident the eyewitness was at the curve where the aircraft would eventually impact.

The area where the traffic sign against which the helicopter impacted is flat. Leading up to it in the direction of flight there is a section with an uphill gradient. This eyewitness stated that in all of the takes, including the one with the accident, the helicopter and the car converged vertically, since the latter went up as the helicopter descended.

This person noted that in the moments prior to the impact with the sign, he did not see the helicopter perform any strange maneuvers or motions, it was simply flying very low. He heard the impact against the sign and saw something detach from the helicopter, which started to spin about its vertical axis. He estimated it spun once or twice before impacting the ground.

2. ANALYSIS

2.1. Analysis of the flight

The radar track of the flight provides information on the progress of the aircraft in the filming area, and shows the helicopter flying most of the time over the sea and a short time over land, which concurs with information provided by one of the members of the ground crew.

As for the aircraft's altitude, and as noted in point 1.3.1, the aircraft's transponder was not supplying this information. Thus it is impossible to determine the altitude from the radar data. It was also impossible to determine the altitude at which radars lose their signal in the area of the flight, which would have at least allowed for a determination of the specific altitude below which the aircraft was flying when the radar signal was lost.

The only source of information regarding the flight altitude, therefore, was that provided by one of the members of the ground crew, who indicated that the aircraft was flying very close to the ground before impacting the sign.

2.2. Possible impact sequence

The impact of the tail rotor with the traffic sign caused the signpost to bend, pivoting about its base, such that the top part of the sign bent back and down enough so as not to be impacted by the second blade. This hypothesis is consistent with the condition of the sign after the accident, as it was bent at a 60° angle from the vertical.

In addition, the orientation of the crease, practically vertical, as well as the angle of the signpost provide some idea of the aircraft's direction of motion: following the direction of the road. This same conclusion is reached upon observing the location of the aircraft wreckage. Likewise, from the distance between the wreckage, and in particular the tail rotor, and the sign, it can be deduced that when the first impact took place, the aircraft's horizontal speed was significant. The fact that no part of the helicopter impacted the ground during the first impact is indicative of an essentially zero descent rate.

Given that no other part of the helicopter aside from the tail rotor impacted the sign, it follows that at the time of the initial impact, the aircraft was possibly following the road at level flight, very close to the ground, with a slight slip to the right, such that the cockpit was over the center of the road and the tail rotor over the right edge, which would concur with the scenario described by the member of the ground support crew.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

The accident is considered to have been the result of filming while the aircraft was flying at a very low altitude over the road, with a slight slip to the right, which resulted in the tail rotor impacting a sign, causing the rotor to detach and the pilot to lose control of the aircraft.

