

CIAIAC

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

Boletín Informativo

4/2012



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

4/2012



**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

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
(*) IN-005/2008	23-02-2008	EC-FVO	SIKORSKY S-61N	Playa de San Jorge (Ferrol - A Coruña)	1
(*) IN-010/2011	09-04-2011	EC-IJS	Bombardier-CL600-2B19	Aeropuerto de Menorca (LEMH) Mahón (Menorca)	23
(*) A-023/2011	11-07-2011	EC-JLB	Air Tractor AT-802A	San Carles de la Rápita (Tarragona)	53
IN-025/2011	21-07-2011	EC-EIZ	Air Tractor AT-401	Deltebre (Tarragona)	65
A-030/2011	28-08-2011	EC-JEC	Piper PA-18-150	Mollet del Vallés (Barcelona)	79
(*) A-032/2011	18-09-2011	D-HONY	Bell 206B	El Puerto de Santa María (Cádiz)	85
A-015/2012	12-05-2012	EC-GND	Grob 102 ASTIR CS	Aeródromo de La Mancha (Toledo)	113
A-030/2012	12-08-2012	EC-FKP	Rolland Schneider LS7	Aeródromo de Santa Cilia de Jaca (Huesca)	123

ADENDA 129

(*) Versión disponible en inglés en la Adenda de este Boletín
(*English version available in the Addenda to this Bulletin*)

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.ciaiac.es>

Abreviaturas

00°	Grado(s)
00 °C	Grados centígrados
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
AIP	Publicación de información aeronáutica
AOC	Certificado de Operador Aéreo
ARC	Certificado de revisión de la aeronavegabilidad
ATIS	Servicio automático de información terminal
ATPL(A)	Piloto de transporte de línea aérea de avión
ATPL(H)	Piloto de transporte de línea aérea de helicóptero
CAA	Autoridad de Aviación Civil
CAMO	Organización de gestión de aeronavegabilidad continuada
CAVOK	Visibilidad, nubes y condiciones meteorológicas actuales mejores que los valores o condiciones prescritos
CEANITA	Comisión de Estudio y Análisis de Notificaciones de Incidentes de Tránsito Aéreo
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CMM	Manual de mantenimiento del componente
CPL(H)	Licencia de piloto comercial de helicóptero
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CRM	Gestión de recursos en cabina
CV	Caballo(s) de vapor
CZCS	Centro Zonal de Coordinación de Salvamento-Finisterre
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
EASA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FD	Director de vuelo («Flight Director»)
FI(H)	Habilitación de instructor de vuelo de helicóptero
FLIR	«Forward-Looking InfraRed» (Sistema de visión frontal por infrarrojos)
FMS	«Flight Management System» (Sistema de gestión de vuelo)
ft	Pie(s)
FTO	Centro de formación de pilotos
GPS	Sistema de posicionamiento global
GS	Velocidad respecto a tierra
h	Hora(s)
HP	Caballo(s) de potencia
IAA	Instituto de Adiestramiento Aeronáutico
ILS	Sistema de aterrizaje instrumental
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
IR(H)	Habilitación de vuelo instrumental de helicóptero
JAR	Requisitos conjuntos de aviación
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetros por hora
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
LBA	Autoridad aeronáutica de Alemania
LEMH	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Menorca
LTE	Pérdida de efectividad del rotor de cola
m	Metro(s)
MD	«Multifunction Display»
ME(H)	Habilitación multimotor (helicóptero)
MEP	Habilitación para avión multimotor de pistón
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MHz	Megahertzio(s)
mph	Milla(s) por hora
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue

Abreviaturas

N	Norte
N/A	No afecta
NM	Milla(s) náutica(s)
NOTAM	Aviso distribuido por medios de telecomunicaciones que contiene información relativa al establecimiento, condición o modificación de cualquier instalación aeronáutica, servicio, procedimiento o peligro, cuyo conocimiento oportuno es esencial para el personal encargado de las operaciones de vuelo
NTSB	National Transportation Safety Board
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OSV	Oficina de Seguridad de Vuelo
P/N	Número de parte
PF	Piloto a los mandos
PVO	Plan de Vuelo Operacional
rpm	Revoluciones por minuto
s	Segundo(s)
SAETA	Servicios Aéreos Europeos y Tratamientos Agrícolas
SIB	Safety Information Bulletin
SSR	Radar secundario de vigilancia
SUP	Suplemento AIP
STC	Certificado de tipo suplementario
TBO	Tiempo entre revisiones generales
TGLI	Licencia de piloto de planeador
TRI	Indicador del sistema de empuje automático de los motores
UTC	Tiempo Universal Coordinado
W	Oeste

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	23 de febrero de 2008, a las 21:10 h¹, aproximadamente
Lugar	Playa de San Jorge (Ferrol - A Coruña)

AERONAVE

Matrícula	EC-FVO	
Tipo y modelo	SIKORSKY S-61N	
Explotador	INAER HELICÓPTEROS OFF-SHORE	

Motores N.º 1 N.º 2

Tipo y modelo	General Electric CT58-140-2L	General Electric CT58-140-2
Número de serie	295-261C	295-051C

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	54 años	42 años
Licencia	CPL(H)	ATPL(H)
Total horas de vuelo	6.260 h	3.930 h
Horas de vuelo en el tipo	1.722 h	125 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			6
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Sin daños
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Búsqueda y salvamento
Fase del vuelo	Maniobrando – Estacionario fuera de efecto suelo – Rescate con grúa externa

INFORME

Fecha de aprobación	19 de septiembre 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 23 de febrero de 2008, el helicóptero SIKORSKY S-61N, matrícula EC-FVO, con base en el aeropuerto de A Coruña como «Helimer Galicia», fue movilizado a las 20:14 horas para participar en la búsqueda de un supuesto cadáver que había sido visto flotando en las proximidades de la zona sur de la Playa de San Jorge (Ferrol - A Coruña). El helicóptero despegó a las 20:20 h y llegó a la zona 20 minutos más tarde, incorporándose a las tareas de búsqueda. Apenas habían transcurrido 5 minutos desde su llegada, cuando su tripulación fue informada de que había caído al agua un tripulante de una patrullera de la Guardia Civil.

Alrededor de las 21:00 h, la tripulación del helicóptero localizó a dicho tripulante a unos 150 m de la playa y se dispuso para su rescate. Las condiciones atmosféricas eran adecuadas para la operación y el mar estaba aparentemente en calma, aunque había fuerte mar de fondo.

Un rescatador descendió del helicóptero, arriado por la grúa externa del mismo, alcanzó al tripulante caído de la patrullera, le sujetó y aseguró al cable, y dio la señal para ser izados. Durante la maniobra de izado, con el cable tenso y los dos hombres aún en el agua, fueron alcanzados por una ola, se rompió el cable de la grúa y éstos quedaron en el agua; eran, aproximadamente, las 21:20 h.

El tripulante caído de la patrullera desapareció y el rescatador fue localizado desde el helicóptero y guiado por éste hacia la orilla, desde donde fue izado a bordo utilizando la grúa interna con que estaba equipado. El helicóptero continuó participando en las tareas de búsqueda y regresó al aeropuerto de A Coruña a las 22:55 h.

El dispositivo de búsqueda se mantuvo activo durante toda la noche y el cadáver del tripulante caído de la patrullera fue localizado el día siguiente, 24 de febrero de 2008, a las 10:15 h.

En el curso de la misma operación de búsqueda, se dieron las circunstancias de que otro tripulante de la misma patrullera y dos de otra embarcación, también cayeron al agua y alcanzaron la orilla a nado.

1.2. Información sobre el personal

La tripulación del helicóptero estaba constituida por dos pilotos, dos rescatadores y dos operadores de grúa. Aunque la tripulación mínima exigida para la operación de rescate con grúa externa incluye sólo un operador de grúa, en este caso iba a bordo un segundo operador en prácticas.

El piloto al mando del helicóptero tenía una licencia JAR-FCL de piloto comercial de helicóptero –CPL(H)– emitida en España, con antigüedad del 15/03/1988 y validez hasta el 22/07/2010. Disponía de las habilitaciones de SIKORSKY 61 y vuelo instrumental –IR(H)–, válidas hasta el 21/07/2008, y de un certificado médico de clase 1 válido hasta el 23/06/2008.

El copiloto del helicóptero tenía una licencia JAR-FCL de piloto de transporte de línea aérea de helicóptero –APTL(H)– emitida en Portugal, con antigüedad del 07/02/2008 y validez hasta el 07/02/2013. Disponía de las habilitaciones de SIKORSKY 61 y vuelo instrumental –IR(H)–, válidas hasta el 03/03/2008, de las de Aerospatale SA365/365N y multimotor –ME(H)–, válidas hasta el 31/01/2009, de la de Robinson 22, válida hasta el 24/05/2008, y de la de instructor de vuelo –FI(H)–, válida hasta el 24/05/2009; disponía también de un certificado médico de clase 1 válido hasta el 01/09/2008.

El resto de los tripulantes reunía los requisitos establecidos en el Manual de Operaciones del explotador para realizar la operación de rescate con grúa externa; el operador de grúa en prácticas realizaba éstas de acuerdo con lo establecido en el programa de formación correspondiente.

1.3. Información sobre la aeronave

El modelo de helicóptero SIKORSKY S-61N, certificado por la FAA de los EE.UU. en el año 1962, es una versión civil de los helicópteros militares de la serie SH-3 «Sea King» desarrollada por Sikorsky a finales de la década de 1950, como aeronaves de lucha antisubmarina.

Se trata de un helicóptero anfibia, con casco estanco y flotadores laterales («sponsons») que aseguran su estabilidad en el agua, de manera que puede realizar aterrizajes y despegues en ella. El tren de aterrizaje principal es retráctil y sus patas se alojan en los propios flotadores. Diseñado para el transporte de personal (hasta 30 pasajeros) y mercancías, estas últimas pueden ser transportadas en su interior o como carga externa



Figura 1

en eslinga; además, como en el caso que nos ocupa, se le puede instalar una grúa para poder izar a bordo personas o mercancías, con el aparato en el aire. Dispone de una puerta de carga situada en su lado derecho que se cierra mediante un portón deslizante, que desliza hacia atrás, y una puerta abatible, que se abre hacia delante, en el sentido de avance. Estas características hacen del S-61N un helicóptero muy utilizado para el transporte de personas y mercancías

entre tierra y plataformas petrolíferas en el mar, en distintas modalidades de trabajos aéreos, y en operaciones de búsqueda y salvamento.

Está equipado con dos motores General Electric CT58-140-2 capaces de desarrollar una potencia máxima continua de 1.267 CV (1.250 HP) y una potencia máxima al despegue de 1.420 CV (1.400 HP) al eje, cada uno de ellos.

La configuración de los rotores es convencional, con un rotor principal y uno de cola, ambos de cinco palas, movidos por los dos motores a través de un sistema de transmisión y controlados por los sistemas de control de vuelo del helicóptero.

1.3.1. *Célula*

Fabricante:	Sikorsky Aircraft Corporation
Modelo:	S-61N
Núm. de fabricación:	61756
Año de fabricación:	1975
Matrícula:	EC-FVO
Explotador:	INAER HELICÓPTEROS OFF-SHORE

1.3.2. *Certificado de aeronavegabilidad*

Número:	3.665
Tipo:	Normal
Categoría:	Helicóptero Grande/Large Rotorcraft
MTOW:	9.298,8 kg
Fecha de expedición:	20/02/2006
Fecha de renovación:	02/02/2007
Fecha de caducidad:	01/03/2008

1.3.3. *Registro de mantenimiento*

En el momento del incidente, el helicóptero tenía 27.565:40 h totales de vuelo y 36.375 ciclos totales.

En el cuadro siguiente se relacionan las revisiones que se contemplan en el programa de mantenimiento, los intervalos que les corresponden y el estado de cumplimentación en el helicóptero:

Revisiones	Intervalo	Planificación	
		Última	Próxima
1A (Áreas 1, 2, 3, 4, 5)	40 (+5) horas ²	27.555:00	27.595:00 (+5)
	30 días	12/02/2008	17/03/2008
2B (Área 1)	240 (+5) horas	27.422:20 10/08/2007	27.662:20 (+5)
2B (Área 3)		27.422:20 10/08/2007	27.662:20 (+5)
2B (Área 4)		27.422:20 10/08/2007	27.662:20 (+5)
2B (Área 5)		27.422:20 10/08/2007	27.662:20 (+5)
3B (Área 1)	720 (+5) horas	27.185:35 17/01/2007	27.905:35 (+5)
3B (Área 3)		27.185:35 17/01/2007	27.905:35 (+5)
C	2.400 (+40) horas	26.508:15	29.908:15 (+40)
	3,5 años	21/01/2008	21/07/2011
D	14.400 (+40) horas	24.307:50	38.707:50
	15 (+1) años	03/04/1997	03/04/2012

1.3.4. Motores

Fabricante:	General Electric Company	
Posición:	N.º 1	N.º 2
Modelo:	CT58-140-2L	CT58-140-2
Núm. de fabricación:	295-261C	295-051C
Fecha de instalación:	14/10/2003	08/05/2007
Horas totales de vuelo:	22.686:08 h	27.221:17 h
Horas última revisión general:	19.317:04 h	21.088:59 h
Potencial remanente:	4.630:56 h	1.868:02 h

² Las cifras entre paréntesis corresponden a la tolerancia que permite el Programa de Mantenimiento Aprobado para esta aeronave.

1.3.5. Grúa de rescate

El helicóptero estaba equipado con un sistema de grúa de rescate eléctrica, fabricado por Goodrich Actuation Systems (antes Lucas Air Equipement), diseñado para ser operado a bordo de helicópteros y certificado para el izado o descenso de personas o cargas con un peso que no exceda de 267 kg (600 lb), con el helicóptero en vuelo estacionario y con un ángulo máximo de operación que no exceda de 20° respecto de la vertical.

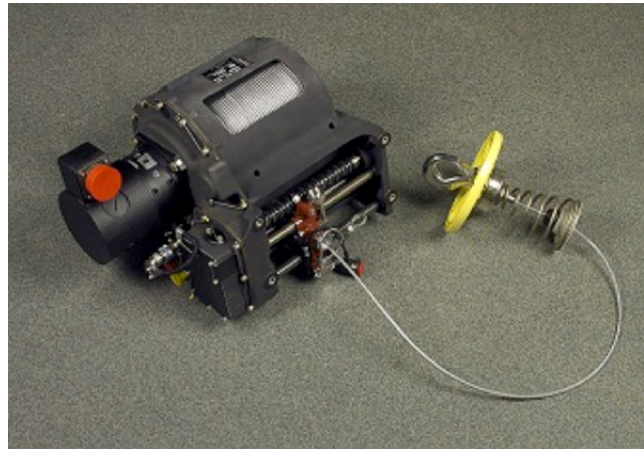


Figura 2

Dicho sistema estaba compuesto por una grúa eléctrica de velocidad variable, una caja electrónica de control y un mando de actuación. La grúa, instalada en el exterior del helicóptero por encima de la puerta de carga, permite una extensión o recogida de hasta 90 m de cable con una velocidad que oscila entre 0 y 0,75 metros/segundo.

En la grúa se monta un cable de acero galvanizado, constituido por 19 cordones de 7 hilos cada uno, de 94,5 m de longitud y una carga de rotura nominal de 1.533 kg (3.380 lb). Los primeros 4,5 m de cable que se enrollan en la grúa no son utilizables y no se deben desenrollar en operación normal; para facilitar su detección están pintados de color amarillo.

En el cuadro siguiente se exponen los datos básicos de la grúa y del cable que tenía montado esta cuando se produjo el incidente:

Fabricante:	Goodrich Actuation Systems
Modelo:	76378-260-D
Núm. de serie:	266
Fecha de instalación:	24/01/2008
Última revisión general:	14/09/2007
Ciclos totales:	2.117 ³
Ciclos desde la última revisión general:	152 (en el 153 se produjo el incidente)

³ En el CMM (Manual de Mantenimiento de Componente) de la grúa, se define «un ciclo» como:

- en vuelo, un movimiento de descenso más uno de izado, cualesquiera que sean la longitud de cable desenrollada y la carga utilizada, o
- en tierra, un movimiento de descenso igual o superior a 5 m más uno equivalente de izado, cualquiera que sea la carga utilizada.

Potencial remanente:	848 ciclos
Fecha de montaje del cable:	14/09/2007
Potencial remanente del cable:	348 ciclos

El programa de mantenimiento de la grúa establece revisiones por calendario cada 6 y 12 meses, y por uso cada 25 y 50 ciclos; el tiempo entre revisiones generales es de 10 años o 1.000 ciclos, lo que se alcance antes.

En este caso, el día 30/01/2008 se había realizado una revisión de 6 meses y la última revisión de 25 + 50 ciclos se había realizado el 22/02/2008, día anterior al del incidente, con 152 ciclos.

El cable montado en la grúa correspondía a una partida en la que en el ensayo de rotura a tracción, realizado como requisito de control de calidad de producción, se había alcanzado una carga de rotura de 1.890 kg (4.171 lb). En lo que al mantenimiento se refiere, después de cada misión realizada por el helicóptero el cable debe lavarse con agua dulce e inspeccionarse por daños durante el proceso de lavado; en este caso, los últimos lavado e inspección se habían realizado también el día anterior al del incidente, con 152 ciclos. El cable tiene una vida límite de 500 ciclos.

1.4. Información médica y patológica

El informe sobre la autopsia realizada al cadáver del tripulante caído de la patrullera fallecido establece que su muerte se produjo por «asfixia mecánica por sumersión»; siendo el mecanismo de la muerte la «asfixia mecánica por sumersión con penetración de agua en las vías respiratorias, posterior edema de pulmón y consiguiente parada respiratoria y éxitus».

1.5. Ensayos e investigaciones

1.5.1. Estudio de la grabación de la cámara FLIR del helicóptero

El helicóptero estaba equipado con una cámara exterior FLIR («Forward-Looking InfraRed» - Sistema de visión frontal por infrarrojos), situada en su costado izquierdo, en la zona inferior delantera del fuselaje. Esta cámara permite grabar imágenes en los espectros visual e infrarrojo, y es operada por el rescatador que se queda a bordo del helicóptero, siempre que se lo permita la operación que se esté realizando.

En este caso, se grabó toda la operación de rescate y se recuperaron 20:41 minutos de grabación. A continuación se describe el contenido de la misma, con referencia de tiempos al momento en que se inicia esta:

Tiempo de grabación	Contenido
INICIO	El rescatador y el náufrago están en el agua. El rescatador está preparando al náufrago para subir al helicóptero. El chaleco salvavidas del rescatado no está correctamente puesto.
01:10	El cable se aprecia unido al gancho final en manos del rescatador.
01:26	El rescatador hace la señal de izado (gira varias veces el brazo derecho por encima de su cabeza).
01:36	Se aprecia el cable tenso y comenzando a tirar de los dos. Se deja de ver a los dos; está todo oscuro y sólo se ve el reflejo de una luz estroboscópica del helicóptero.
01:39	Se aprecia un gran movimiento de agua y una zona luminosa que podría ser originada por la linterna de cabeza del rescatador o por el foco de búsqueda.
05:26	Se ve durante unos instantes la carcasa de la propia cámara.
06:15	Vuelve la oscuridad.
11:00	La cámara se orienta correctamente. Se ve al rescatador solo en el agua; parece que busca a su alrededor y que lo están guiando hacia la orilla desde el helicóptero.
13:33	El rescatador está próximo a la orilla. Se aprecia una fuerte resaca y recibe el impacto de varias olas.
14:25	Empieza a andar hacia atrás, con las aletas puestas.
15:10	Se quita las aletas y parece buscar a su alrededor.
16:48	Sale del agua y se encuentra con otra persona.
17:22	Se separan y queda solo el rescatador.
17:55	La cámara enfoca hacia el mar; todo está oscuro.
18:13	La cámara vuelve a enfocar al rescatador; está de nuevo con otra persona.
18:16	Se va la otra persona.
18:35	El rescatador hace señas al helicóptero para que baje el cable de izado.
18:55	El rescatador coge el cabo guía.
18:58	Aparece otra persona.
19:13	Empieza a haber una iluminación excesiva y se distinguen sólo las siluetas de las personas y el cable.
19:17	Aparece otra persona más (ya son tres).
19:20	Aparece otra persona más (ya son cuatro).
19:45	Aparece otra persona más (ya son cinco). (Durante este tiempo, parece que todas las personas están estirando el cable).
19:56	El rescatador hace la señal de izado y lo suben al helicóptero mientras una persona en el suelo sujeta el extremo del cable guía.
20:31	Se deja de ver al rescatador y se sigue viendo a una persona en el suelo.
20:36	La cámara enfoca al agua; no se ve nada.
20:41	FIN DE LA GRABACIÓN.

1.5.2. Inspección de la aeronave



Figura 3

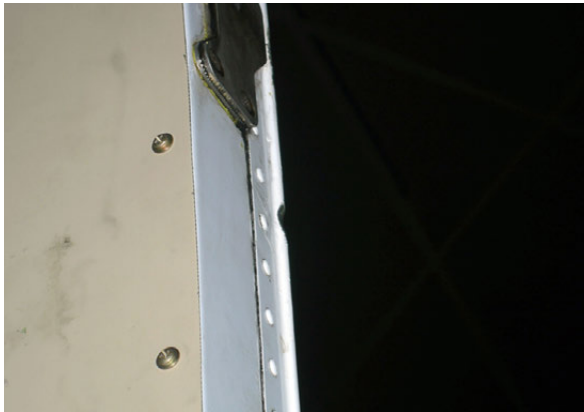


Figura 4

El helicóptero se inspeccionó en el aeropuerto de A Coruña, en el que tenía su base.

Como posibles evidencias en relación con el suceso, sólo se encontraron la rotura del cable de la grúa externa instalada sobre la puerta de carga situada en el lado derecho del helicóptero, y marcas de roce y huellas de impronta en los bordes de la parte abatible de dicha puerta, alguna de ellas susceptible de haber sido producida por el roce del cable de la grúa.

En consecuencia, estos elementos se desmontaron del helicóptero para su estudio en instalaciones adecuadas para ello. Inicialmente, los dos elementos se trasladaron a las instalaciones del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas» (INTA), en Torrejón de Ardoz (Madrid).

Una primera fase del estudio de la grúa se realizó en instalaciones de la Agrupación de Helicópteros de la Guardia Civil, anejas a las del INTA, en Torrejón de Ardoz

(Madrid), y una segunda fase, consistente en una revisión general de la grúa, se realizó en instalaciones del fabricante de la grúa, Goodrich Actuation Systems, en Francia.

Los estudios de las marcas encontradas en la parte abatible de la puerta de carga del helicóptero y de la rotura del cable de la grúa se realizaron en el Departamento de Materiales y Estructuras del INTA.

1.5.3. Estudio de la grúa

El estudio de la grúa se realizó en dos fases:

- 1.ª En una primera fase, se realizaron una comprobación del estado de la grúa en relación con la documentación aplicable (inspección documental), una inspección visual de la grúa y del cable, y pruebas funcionales de la grúa.
- 2.ª En una segunda fase, se realizó una revisión general de la grúa.

1.5.3.1. Inspecciones documental y visual, y pruebas funcionales

La primera fase del estudio de la grúa se realizó en instalaciones de la Agrupación de Helicópteros de la Guardia Civil, anejas a las del INTA, en Torrejón de Ardoz (Madrid). Dicha Agrupación dispone de grúas del mismo tipo que la que se estaba investigando, con P/N 76378-200 en lugar de -260-D, instaladas en helicópteros BK-117; los sistemas correspondientes a los dos modelos tienen cableados y cajas electrónicas de control compatibles, motivo por el que se utilizó uno de estos helicópteros para realizar las pruebas funcionales.

En este proceso participó un especialista de Goodrich, fabricante de la grúa, y personal del INTA, de la Agrupación de Helicópteros de la Guardia Civil, del operador del helicóptero que sufrió el incidente y de la CIAIAC.

1.5.3.1.1. *Inspección documental*

Se realizó una inspección documental de la grúa; el fabricante y el operador aportaron la documentación aplicable, y se comprobó que correspondía a esa grúa y que todo era correcto, tanto en la grúa como en la propia documentación.

1.5.3.1.2. *Inspección visual*

Se realizó una inspección visual de la grúa, con el cable enrollado en su interior. Se comprobó que la grúa estaba en muy buenas condiciones, aparte de la pérdida de tensión de las últimas espiras enrolladas del cable y de la presencia de marcas en la superficie interior de la guía de entrada del cable, que los elementos que lo requieren estaban engrasados correctamente, y que los precintos de fábrica estaban en su lugar.

1.5.3.1.3. *Pruebas funcionales*

Una vez hechas estas inspecciones, se realizaron pruebas funcionales; para ello, se conectó la grúa al helicóptero sin llegar a instalarla físicamente en los soportes de fijación a este.

En primer lugar, se desenrollaron manualmente las espiras de cable destensadas y se cortó un trozo de cable que contenía el extremo roto en el incidente, de 1,25 m de longitud, aproximadamente, como muestra para su estudio metalográfico; esto permitía, además, que el extremo resultante pudiera pasar por la guía de entrada del cable a la grúa en operación normal.

Después, se desenrolló eléctricamente todo el cable utilizable, hasta que apareció la parte no usable, pintada de color amarillo. Durante todo el proceso, realizado de acuerdo con lo establecido en el capítulo correspondiente del CMM, la grúa respondió de acuerdo con

lo previsto, desenrollando correctamente el cable. A continuación, se extrajo todo el cable y se midió; se obtuvo una medida aproximada de 64,70 m, incluida la parte no usable, por lo que, descontando la longitud de la muestra tomada antes, la longitud del trozo de cable perdido en el incidente se estimó en 27,5 m (90 ft, aproximadamente).

Finalmente, se montó correctamente el cable y se reajustó la grúa; se verificó la operación correcta de todos los dispositivos electromecánicos para detención automática de la grúa, tanto recogiendo como soltando el cable, y esta enrolló correctamente el cable, también de acuerdo con lo establecido en el capítulo correspondiente del CMM.

1.5.3.1.4. Resultados de esta fase

En consecuencia de lo establecido en los puntos anteriores, se determinó:

- Desde el punto de vista documental, que todo era correcto en la grúa.
- La grúa estaba en buenas condiciones y funcionaba de acuerdo con lo previsto en la documentación aplicable.
- De acuerdo con la información suministrada por el operador, sus procedimientos establecen una altura de 70 ft sobre la superficie del agua en vuelo estacionario para el izado de personas con la grúa; debido a que la longitud aproximada del trozo de cable perdido en el incidente se estimó en un valor superior a este, es muy probable que el cable se partiera en la guía de entrada del cable a la grúa.
- En la superficie de la guía de entrada del cable a la grúa se han encontrado las marcas que se indican en la figura n.º 6; se considera que:
 - La n.º 1, bastante profunda, se ha producido por fricción-compresión, con el cable sobretensionado con un ángulo superior a 20° con la vertical.
 - La n.º 2 es típica del roce del cable cuando se recogen en el helicóptero personas colgadas de él.
 - Las n.º 3 corresponden al balanceo del cable durante la operación normal, dentro del ángulo de 20° permitido.
- En la figura n.º 7 se ha simulado la posición del cable necesaria para producir la marca n.º 1, que excede de manera considerable el ángulo de 20° permitido.
- A falta de los resultados del estudio metalográfico del cable, se consideró que la rotura del cable se produjo, de manera muy probable, como consecuencia del uso de la grúa fuera de los límites autorizados para su operación.



Figura 5

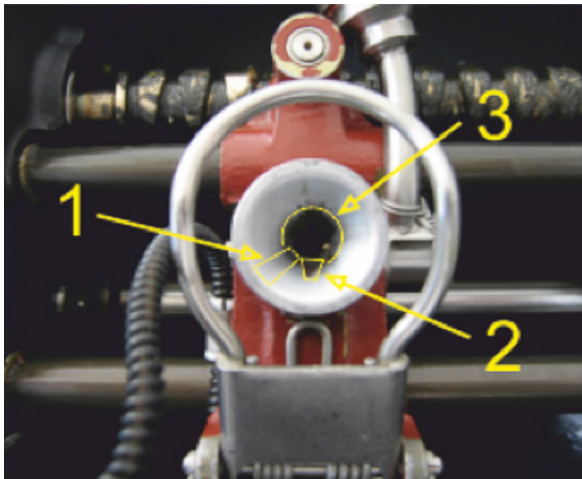


Figura 6



Figura 7

1.5.3.2. Estudio en dependencias del fabricante

La segunda fase del estudio de la grúa consistió en una revisión general, que se realizó en instalaciones Goodrich Actuation Systems, en Francia. La revisión general incluye una verificación exhaustiva de todos los componentes del freno mecánico, y de los engranajes, incluyendo ensayos no destructivos.

Durante la revisión solamente se encontraron daños menores en los elementos de posicionado de la guía de entrada del cable a la grúa y de guiado del cable, para el correcto bobinado de este. Estos daños se consideraron producidos como consecuencia de la sobrecarga y rotura del cable. El resto de los elementos presentaban una condición normal.

Desde el punto de vista de la operación de la grúa, se consideró que los resultados obtenidos en esta segunda fase del estudio de la grúa no modificaban las conclusiones obtenidas en la primera.

1.5.4. Estudio de la parte abatible de la puerta de carga

El estudio de la parte abatible de la puerta de carga del helicóptero se realizó en el Departamento de Materiales y Estructuras del INTA, y consistió en la observación visual de las marcas que presentaba esta. En los párrafos siguientes se exponen los hechos y circunstancias que se establecieron como consecuencia de las observaciones realizadas.

No se observa deformación general de la parte abatible de la puerta del helicóptero. En general, la mayor parte de los daños observados en esta estructura corresponden a marcas de tipo roce y de tipo impronta en la varilla cilíndrica situada entre la chapa exterior y la

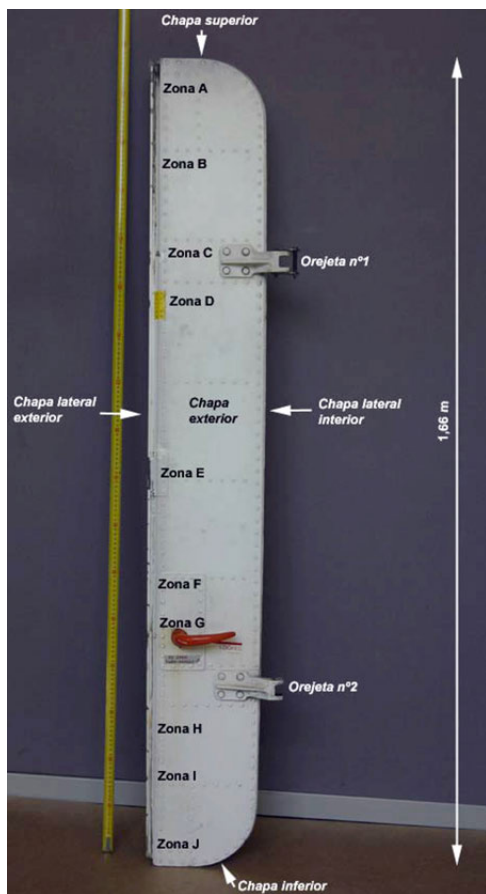


Figura 8

chapa lateral externa de la estructura, los cuales están asociados a muchas de las regiones de esta varilla que presentan descascarillado de la pintura de color blanco. En la figura n.º 8 se indican las distintas zonas consideradas en el estudio realizado de este elemento.

La huella de tipo impronta de mayor entidad se encuentra localizada en la varilla cilíndrica, en la denominada zona D en la figura n.º 8, donde la superficie deformada, cuyo detalle puede verse en la figura n.º 9, presenta una textura muy brillante y prácticamente sin trazas de direccionalidad. La naturaleza de esta huella parece indicar que se ha producido debido a una entrada de carga local en esta zona en dirección prácticamente perpendicular al plano de la chapa lateral exterior de la estructura.

También cabe mencionar las dos zonas situadas adyacentes a los dos cerraderos de esta parte abatible de la puerta situados en la chapa lateral exterior de la misma (zonas C y G en la figura n.º 8), las cuales presentan marcas de tipo roce, tanto en la chapa exterior como en la varilla

cilíndrica, que están alineadas con ciertas marcas de roce presentes en las placas de los cerraderos (véase figura n.º 10), lo cual parece indicar que probablemente estas marcas sean debidas al movimiento relativo entre estas zonas y un único elemento situado en el otro componente de la puerta del helicóptero.



Figura 9

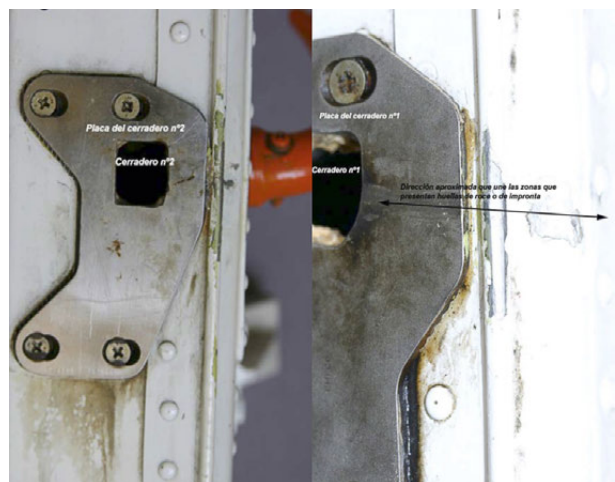


Figura 10

1.5.5. *Estudio de la rotura del cable de la grúa*

El estudio de la rotura del cable de la grúa se realizó en Departamento de Materiales y Estructuras del INTA, y consistió en la observación visual del cable, la caracterización del material que lo constituye, determinando su composición química y realizando un análisis microestructural de las roturas de los hilos que lo forman y un ensayo de tracción del cable, y el estudio fractográfico de la rotura de cada uno de dichos hilos. En los dos apartados siguientes se exponen los aspectos fundamentales establecidos en este estudio.

1.5.5.1. Informe

A continuación se exponen los hechos y circunstancias que se establecieron como consecuencia de las observaciones y estudios realizados.

Se trata de un cable antigiratorio, formado por tres capas de cordones de hilos: Un cordón situado en la parte central del cable, denominado núcleo, una capa interior, formada por seis cordones, y otra capa exterior, formada por doce cordones. Cada uno de los cordones está formado por siete hilos, en disposición de un hilo central y seis hilos alrededor. El diámetro medio medido del cable es de 4,70 mm, aproximadamente.

El análisis de los resultados obtenidos, tanto de los caracteres macrofractográficos como de los microfractográficos, indican que todas las roturas son de carácter dúctil y han sido producidas en todo su desarrollo por sobrecarga estática, sin que en ellas haya intervenido ningún mecanismo de rotura progresiva.

Se ha encontrado un elevado porcentaje de roturas en bisel (56%), superior al porcentaje de roturas en copa y cono o variantes (44%), indicativo de que además del efecto por carga axial, existía un efecto por carga de compresión perpendicular al eje axial del cable en la zona de rotura del cable.

Se ha observado una deformación en cierto número de hilos de cuatro cordones consecutivos de la capa exterior de cordones del cable, que indica la probable existencia en algún momento de un contacto entre el cable y otro elemento que dio lugar a la deformación en estos hilos de estos cordones.

No se han encontrado evidencias ni indicios de debilitamiento previo del cable por fenómenos de fatiga, corrosión general o local, en la zona de rotura.

Según los resultados del análisis químico cuantitativo realizado en los hilos del cable, el material en que han sido construidos estos hilos es un acero al carbono del tipo AISI 1069. Todos los hilos presentan un recubrimiento de Zn.

La composición química de los hilos que forman el cable es congruente con el tipo de material establecido en las especificaciones del fabricante.

La carga máxima obtenida en el ensayo de tracción (1.796 kg) realizado sobre una muestra cortada del cable en una zona situada próxima a la zona de rotura es superior a la carga mínima de rotura de (1.533 kg) establecida por el fabricante para este tipo de cable.

Los ensayos de caracterización del material del cable no han puesto de manifiesto la existencia de ningún factor que justificase una resistencia del material inferior a la esperable para el tipo de material y tratamiento térmico utilizados. No se ha encontrado en el cable ningún defecto intrínseco del material del mismo ni del propio cable. Por tanto, no existe ningún indicio de que el cable presentase una resistencia inferior de la esperable al mecanismo de rotura que ha operado.

Lo expuesto en los párrafos anteriores permite establecer que la rotura que sufrió el cable se produjo como consecuencia de haberse alcanzado en un momento determinado un nivel de sollicitación sobre el mismo, que se tradujo en un estado de esfuerzos básicamente de tracción con un fuerte efecto de compresión perpendicular al eje axial del cable, superior a la resistencia prevista del cable.

El efecto de la compresión perpendicular al eje axial del cable produce una disminución de la carga de rotura del cable bajo carga de tracción según el eje axial del cable en comparación con un estado de cargas únicamente de tracción.

1.5.5.2. Conclusiones

En este apartado se exponen las conclusiones obtenidas del estudio de la rotura del cable de la grúa.

El mecanismo de fractura que ha operado en la iniciación, desarrollo y consumación de todas las roturas de los hilos ha sido de carácter dúctil y la sollicitación que las ha provocado ha sido sobrecarga estática bajo carga fundamentalmente de tracción con la superposición de un efecto considerable de compresión perpendicular al eje axial del cable, sin que haya intervenido ningún mecanismo de rotura progresiva.

El efecto de la compresión perpendicular al eje axial del cable produce una disminución de la carga de rotura del cable bajo carga de tracción según el eje axial del cable en comparación con un estado de cargas únicamente de tracción.

No se han encontrado evidencias ni indicios de debilitamiento previo de la estructura del cable por fenómenos de fatiga, corrosión general o local; la rotura del cable se produjo en un momento determinado por un proceso único provocado por sobrecarga estática. Tampoco se ha detectado en los hilos rotos ningún factor intrínseco del material utilizado que hubiera podido provocar una resistencia de estos hilos a carga estática inferior a la esperable; es decir, que el concepto de sobrecarga se aplicó aquí a la sollicitación que ha actuado sobre el cable.

Lo expuesto en el párrafo anterior permite establecer que la rotura que sufrió el cable se produjo como consecuencia de haberse alcanzado en un momento determinado un nivel de sollicitación sobre el mismo superior a la resistencia del cable al mecanismo de rotura que ha operado.

El material base de los hilos del cable analizado se corresponde con el tipo de material según la información aportada por el fabricante.

1.6. Información adicional

1.6.1. *Declaración del Piloto al Mando del helicóptero*

Se dispone de las declaraciones prestadas por los tripulantes del helicóptero ante la Policía Judicial. Debido a que los cinco tripulantes a bordo del mismo cuando se produjo el incidente se expresaron en términos similares, se exponen a continuación los aspectos principales de la declaración realizada por el Piloto al Mando.

El día 23 de febrero de 2008 se encontraba de servicio en el turno de 12 de la mañana a 12 de la noche, y sobre las 20:11 h reciben aviso del CZCS (Centro Zonal de Coordinación de Salvamento-Finisterre) para buscar un cadáver en la playa de San Jorge, a la altura del cabo Prioriño, despegando a las 20:20 h y regresando a las 22:55 h.

Tras llegar a la zona de San Jorge, inician una búsqueda, y enseguida se les comunicó que la Guardia Civil había perdido un hombre en el agua, solicitando la búsqueda inmediata del mismo. Que se centraron en la búsqueda, invirtiendo aproximadamente 15 minutos en la misma; transcurrido este tiempo, hallaron al hombre en el agua unos 150 m del acantilado sur de la playa de San Jorge, al que pudo divisar gracias a un pequeño reflectante. Que también observó que iba abrazado con un brazo a una especie de vejiga amarilla, deduciendo posteriormente, tras visionar la grabación de video, que sería el chaleco salvavidas.

Se colocaron a 70 ft de altura, próximo a la vertical del hombre, iniciando el procedimiento de recogida, según el protocolo establecido, arriando al rescatador con eslinga de rescate hasta llegar al agua. Sin soltar el cable al que va sujeto, nada hacia el hombre, y le coloca la eslinga de rescate; una vez que el rescatador le colocó la eslinga al hombre, y comprobó que esta estaba correctamente colocada, el rescatador dio la señal convenida para iniciar el izado y, tras activar el correspondiente sistema, el helicóptero en automático inicia aproximación a la vertical de donde se encontraban estos hombres (rescatador y náufrago); justo al dar el rescatador señal de listos para izada, entra un golpe de mar, y arrastra a rescatador y rescatado hundiendo a ambos, salen a flote los dos en ese primer instante, y el rescatado ya no responde al rescatador. A continuación, un segundo golpe de mar los hunde de nuevo, perdiendo el Piloto al

Mando y su tripulación de vista tanto al rescatador como al náufrago. Acto seguido, todavía vino un tercer golpe de mar.

En el primero de los golpes de mar, se produjo la rotura del cable de la grúa de rescate, que se encontraba unida al rescatador y al náufrago, siendo simultánea la señal de listo para izado, con el fuerte de golpe de mar. Se da la circunstancia que lo observado en lo referente al estado de la mar hasta ese momento era de aparente calma, hasta el momento en que se produjeron los tres fuertes golpes de mar, circunstancia que fue totalmente sorpresiva.

El rescatador que habían perdido en el agua, cuando salió a flote, indicó a los tripulantes del helicóptero que se encontraba bien, por lo que le indicaron con el foco del helicóptero la salida hacia la playa, que estaba a unos 150 m, y que ganó a nado.

Una vez que vieron que su rescatador estaba a salvo, tras recogerlo en el arenal de la playa, continuaron la búsqueda del hombre desaparecido, no volviendo a verlo en toda esta maniobra.

1.6.2. *Informe del rescatador*

El sábado día 23 de febrero de 2008, a las 20:40 h, se encontraban sobrevolando la playa de San Jorge, entre el cabo Prioriño y el cabo Prior, cuando avistaron a un hombre en el agua. Estaba vivo, vestía el uniforme de la Guardia Civil de color verde oscuro, y se mantenía a flote agarrado a una vejiga de aire que le descendía por el costado derecho y parecía ser portada por el náufrago en bandolera.

Comenzaron la maniobra para recuperar al náufrago y, una vez equipado completamente con el material de rescatador y habiendo sido chequeado por su compañero rescatador para comprobar que todo se encontraba en perfectas condiciones y en su posición correcta, recibió la señal del operador de grúa para acercarse a la puerta. Siguiendo el procedimiento, el operador de grúa protegió la puerta mientras él enganchó la suelta rápida de su arnés al gancho del cable. Dio la señal de listo y se le colocó en la puerta preparado para iniciar el descenso al agua; confirmó la señal de listo y de bajada, y se le comenzó a arriar.

Durante el descenso no perdió de vista al náufrago y dio las indicaciones pertinentes al operador de grúa, indicándole que todo iba bien. El mar estaba en calma y no representaba ningún problema para alcanzar al náufrago a nado. Cuando llegó a él, estaba vivo y no dejaba de repetir que faltaba su compañero y que estaba por la zona, a lo que le respondió que no se preocupara que luego se ocuparían de él (del compañero). Procedió al eslingado de la víctima pasándole primero la eslinga por su brazo derecho rodeándole luego la cabeza y por fin el brazo izquierdo. Le aseguró la eslinga por debajo de los brazos a la altura axilar y se la ajustó al pecho, le pasó la cinta

de seguridad de la eslinga por el medio de sus piernas y la enganchó a su anilla correspondiente. Una vez comprobado el recorrido del cable en el agua y viendo que estaban preparados para ser izados, dio la señal de listo e izado. El operador de grúa comenzó a recoger cable y él se colocó de espaldas al helicóptero en el izado para proteger al náufrago. Sintió la tensión del cable de izado y acto seguido un golpe enorme que arrastró al náufrago y a él hacia el fondo, envolviéndolos en el cable y golpeando el uno con el otro constantemente. Trató de aletear hacia la superficie cogiendo la eslinga con su mano derecha y notando al náufrago enganchado en ella pero estaba completamente enredado en el cable por los pies y por el cuello. Se zafó del cable de alrededor del cuello y actuó la suelta rápida bajo el agua consiguiendo de este modo alcanzar la superficie. El náufrago también subió pero cuando le agarró y le preguntó cómo se encontraba ya no respondía. Un golpe de mar le arrancó el hombre de las manos, alejándolo de él unos seis o siete metros, por lo que trató de nadar hacia él pero otro golpe de mar les golpeó y envolvió de nuevo por completo arrastrándolo de nuevo bajo el agua. Cuando salió a la superficie ya no había rastro de la víctima. Hizo una búsqueda visual por la zona pero seguía sin haber rastro de él. Infló el *jacket* y actuó las dos luces estroboscópicas de su equipo.

El mar no dejó de golpearle por lo que aleteó para alejarse de la cresta de las olas. Miró al helicóptero para ver si le bajaban el gancho de la grúa para poder subir de nuevo pero le hicieron indicaciones para que nadara en una dirección, por lo que comenzó a nadar hacia el lugar que le indicaban aunque no logró ver nada. Pasados unos minutos alcanzó la playa y de allí le evacuó el helicóptero bajando el gancho de la grúa interna con línea guía.

2. ANÁLISIS

2.1. Circunstancias del incidente

El día 23 de febrero de 2008, mientras participaba en una operación de búsqueda, la tripulación del helicóptero SIKORSKY S-61N, matrícula EC-FVO, con base en el aeropuerto de A Coruña como «Helimer Galicia», localizó, alrededor de las 21:00 h, un tripulante de una patrullera que había caído al agua y se dispuso para su rescate; las condiciones atmosféricas eran adecuadas para la operación y el mar estaba aparentemente en calma, aunque había fuerte mar de fondo.

Durante la maniobra de izado, con el cable tenso y los dos hombres aún en el agua, fueron alcanzados por una ola y se rompió el cable de la grúa, quedando ambos en el agua; el tripulante caído de la patrullera desapareció y el rescatador fue localizado desde el helicóptero y guiado por este hacia la orilla, desde donde fue izado al mismo.

Respecto de la ola citada en el párrafo anterior, por una parte, el Piloto al Mando del helicóptero describió en su declaración como, justo al dar el rescatador la señal de listos

para izada, entró un golpe de mar, y arrastró al rescatador y al tripulante caído de la patrullera; por otra parte, en la grabación realizada con la cámara exterior FLIR instalada en el costado izquierdo del helicóptero, se pudo apreciar que se produjo un gran movimiento de agua, pocos segundos después de ver que el cable estuviera ya tenso y comenzando a tirar de los dos, y a partir de ese momento, no se volvió a ver al tripulante caído de la patrullera. Estos dos aspectos confirmarían la súbita aparición de olas de gran intensidad en el momento en que se inició el izado de los dos hombres al helicóptero y, en consecuencia, la posibilidad de que el cable de la grúa sufriera una tracción muy fuerte manteniendo con la vertical ángulos superiores a los límites de operación de la grúa.

El cadáver del tripulante caído de la patrullera fue localizado la mañana del día siguiente y la autopsia que se le realizó determinó que había fallecido por ahogamiento.

2.2. Daños en la parte abatible de la puerta de carga del helicóptero

Como se ha expresado en 1.5.2, la puerta de carga situada en el lado derecho del helicóptero presentaba marcas de roce y huellas de impronta en sus bordes, alguna de ellas susceptible de haber sido producida por el roce del cable de la grúa.

El estudio realizado en el INTA sobre los daños que presentaba este elemento, cuyos resultados se han expuesto en 1.5.4, establece tres zonas en las que estos tienen cierta entidad: Las denominadas como C, D y G en la figura n.º 8.

En dicho estudio se establece que los daños que presentan las zonas C y G en la figura n.º 8, adyacentes a los dos cerraderos de la parte abatible de la puerta, tienen características que parecen indicar que probablemente hayan sido producidos por el movimiento relativo entre estas zonas y un único elemento situado en el otro elemento de la puerta del helicóptero. De aquí se desprende que estos daños se habían producido, con toda probabilidad, como consecuencia del roce producido entre el elemento deslizante y el elemento abatible de la puerta, durante la apertura y el cierre normal de la dicha puerta de carga.

En lo que se refiere a la huella de mayor entidad encontrada, de tipo impronta y localizada en la varilla cilíndrica, en la denominada zona D en la figura n.º 8, su naturaleza parece indicar que se ha producido debido a una entrada de carga local en esta zona en dirección prácticamente perpendicular al plano de la chapa lateral exterior de la estructura. Se considera que estas características corresponderían, como en el caso de las marcas comentadas en el párrafo anterior, a una posible interferencia con el elemento deslizante de la puerta de carga; en todo caso, no se corresponden con las que se presentarían en el caso de haberse producido una interferencia con el cable de la grúa.

2.3. Rotura del cable de la grúa

En el estudio realizado en el INTA sobre la rotura del cable de la grúa, cuyos resultados se han expuesto en 1.5.5, se ha establecido que este respondía a las especificaciones del fabricante de la grúa, tanto en lo que se refiere al material con el que había sido fabricado, como a su resistencia, y que no presentaba defectos.

En lo que a las características de la rotura se refiere, en dicho estudio se establece que esta se produjo como consecuencia de haberse alcanzado en un momento determinado un nivel de sollicitación sobre el mismo, que se tradujo en un estado de esfuerzos básicamente de tracción con un fuerte efecto de compresión perpendicular al eje axial del cable, superior a la resistencia prevista del cable, es decir, la rotura del cable se produjo con este fuertemente apoyado en algún elemento mientras estaba sometido a tracción; en estas circunstancias, todos los hilos que constituían el cable no soportaban el mismo esfuerzo de tracción, siendo este mayor en los hilos exteriores al apoyo que en los interiores, motivo por el que empezaron a romperse primero los hilos exteriores y siguieron los demás hasta alcanzar los interiores, a medida que iba reduciéndose la resistencia del cable como consecuencia de estas roturas.

Por otra parte, en lo que a la grúa se refiere, en los estudios reflejados en 1.5.3 se ha establecido que estaba en buenas condiciones y funcionaba de acuerdo con lo previsto en la documentación aplicable. Además, en dichos estudios se ha determinado que es muy probable que el cable se partiera en la guía de entrada del cable a la grúa y en esta se encontró una marca, denominada como n.º 1 en la figura n.º 7, bastante profunda, que se había producido por fricción-compresión, con el cable sobretensionado con un ángulo superior a 20° con la vertical. Esto indica que la guía de entrada del cable a la grúa fue el elemento en el que estaba fuertemente apoyado el cable de la grúa cuando se produjo su rotura.

Finalmente, como ya se ha expresado en 2.1, hay evidencias de la súbita aparición de olas de gran intensidad en el momento en que se inició el izado de los dos hombres al helicóptero y que en ese momento el cable de la grúa pudo estar sometido una tracción muy fuerte manteniendo con la vertical ángulos superiores a los límites de operación de la grúa. Esto último es coherente con las características de la rotura producida en el cable y con su apoyo en la guía de entrada del cable a la grúa, por lo que se considera que fueron estas las circunstancias que dieron lugar a su rotura.

3. CONCLUSIONES

3.1. Conclusiones

- La tripulación de la aeronave estaba adecuadamente calificada, experimentada y físicamente bien, y tenía sus Licencias y autorizaciones en vigor.

- El helicóptero había sido mantenido de acuerdo con el Programa de Mantenimiento Aprobado y disponía de un Certificado de Aeronavegabilidad y un Certificado de Matrícula válidos.
- La grúa había sido mantenida de acuerdo con el Programa de Mantenimiento establecido.
- Las condiciones atmosféricas eran adecuadas para la operación y el mar estaba aparentemente en calma, aunque había fuerte mar de fondo.
- Cuando se disponía para rescatar a un tripulante caído de una patrullera, durante la maniobra de izado, con el cable tenso y los dos hombres aún en el agua, fueron alcanzados por una ola y se rompió el cable de la grúa.
- Los estudios realizados sobre la grúa han determinado que estaba en buenas condiciones y funcionaba de acuerdo con lo previsto en la documentación aplicable.
- En dichos estudios se ha establecido que es muy probable que el cable se partiera en la guía de entrada del cable a la grúa, como consecuencia de estar trabajando fuera de los límites de operación de esta.
- En el estudio realizado sobre la rotura del cable de la grúa, se ha establecido que este respondía a las especificaciones del fabricante de la grúa, tanto en lo que se refiere al material con el que había sido fabricado, como a su resistencia, y que no presentaba defectos.
- En dicho estudio se establece que la rotura del cable se produjo como consecuencia de haberse alcanzado en un momento determinado un estado de esfuerzos básicamente de tracción con un fuerte efecto de compresión perpendicular al eje axial del cable.
- Se considera que la súbita aparición de olas de gran intensidad en el momento en que se inició el izado de los dos hombres al helicóptero dio lugar a que, en ese momento, el cable de la grúa estuviera sometido una tracción muy fuerte manteniendo con la vertical ángulos superiores a los límites de operación de la grúa.

3.2. Causas

En el curso de una operación de rescate con grúa externa, durante la maniobra de izado, con el cable tenso y los dos hombres a izar aún en el agua, estos fueron alcanzados por una ola de gran intensidad y se rompió el cable de la grúa.

La súbita aparición de olas de gran intensidad en el momento en que se inició el izado de los dos hombres al helicóptero dio lugar a que, en ese momento, el cable de la grúa trabajara fuera de los límites de operación de esta y los hilos que lo forman estuvieran sometidos a niveles de esfuerzos superiores a los exigidos por el fabricante de la grúa.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 9 de abril de 2011; a las 12:59 h UTC¹
Lugar	Aeropuerto de Menorca (LEMH), Mahón (Menorca)

AERONAVE

Matrícula	EC-IJS
Tipo y modelo	BOMBARDIER CL600-2B19 – CRJ 200
Explotador	Air Nostrum

Motores

Tipo y modelo	GENERAL ELECTRIC CF34-3B1
Número de serie	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	46 años	41 años
Licencia	ATPL(A)	ATPL(A)
Total horas de vuelo	11.391:58 h	5.642:33 h
Horas de vuelo en el tipo	8.267:50 h	5.294:48 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			3
Pasajeros			39
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Ninguno
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

Fecha de aprobación	25 de julio de 2012
---------------------	----------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Antecedentes de vuelo

El día 9 de abril de 2011 sobre las 13:10 h UTC, la aeronave CRJ200 de matrícula EC-IJS con indicativo de vuelo IB8884, operada por Air Nostrum, procedente de Madrid, con 39 pasajeros a bordo, aterrizó en la pista 01L del aeropuerto de Menorca (LEMH). Esta pista utilizada para el aterrizaje estaba cerrada por obras al tráfico desde el 10 de febrero de 2011, estando en servicio la pista 01R/19L. Las condiciones de visibilidad eran CAVOK². En ese momento se encontraban en la pista dos operarios colocando balizas de borde de pista, y también había un vehículo en un lateral. Tanto la tripulación como el pasaje que se encontraban a bordo resultaron ilesos. La aeronave no sufrió daños.

1.2. Información sobre la tripulación

1.2.1. Información personal

El comandante, de nacionalidad española y 46 años de edad, tenía licencia de transporte de línea aérea de avión (ATPL(A)) con habilitación de tipo CRJ-100 válida y en vigor. Asimismo, contaba con el certificado médico de clase 1 válido y en vigor. Su experiencia era de 11.391:58 h totales de vuelo, 8.267:50 de ellas en el tipo.

El copiloto, de nacionalidad española y 41 años de edad, tenía licencia de transporte de línea aérea de avión (ATPL(A)) con habilitación de tipo CRJ-100 válida y en vigor. Asimismo, contaba con el certificado médico de clase de clase 1 válido y en vigor. Su experiencia era de 5.642:33 h totales de vuelo y 5.294:48 de ellas en el tipo.

Ambos tenían realizados los cursos de formación aprobados para el operador de acuerdo a UE OPS.

1.2.2. Declaración de la tripulación

La tripulación informó de que habían despegado del aeropuerto de Madrid a la hora programada y habían volado la ruta dispuesta en el plan de vuelo. El vuelo lo estaba realizando el copiloto como piloto a los mandos (PF³).

² CAVOK: Ceiling and Visibility OK (Cielo despejado y visibilidad de más de 10.000 m).

³ PF: «Pilot Flying» (Piloto a los mandos).

Cuando pasaron con control de Palma y después de oír el ATIS⁴ se les indicó que la pista en servicio era la 19L y se les autorizó a volar directos al VOR de Menorca. Una vez en comunicación con el aeropuerto de Menorca la tripulación solicitó información de viento y se les indicó que éste era variable en intensidad de 4 kt. La tripulación preguntó a control que, estando completamente en contacto visual con la pista (el ATIS les había dado condiciones CAVOK⁵), si sería posible tomar por la pista 01 en lugar de la 19, ya que de esta forma recortaban en la maniobra de aproximación. Entonces la torre de control autorizó a la tripulación a realizar aproximación visual a la pista 01, comunicándoles que eran los primeros y que había otra aeronave en arribada.

La tripulación creyó entender por tanto que estaban autorizados a aterrizar en la pista 01L y así recordaban haberlo colacionado. Ya establecidos en final y completamente en contacto visual, la tripulación, viendo la pista libre de obstáculos y sin ninguna marca prohibitiva (como en otros aeropuertos que instalan un designador de pista cerrada, tipo carrito, en la cabecera, con unas aspas cruzadas de colores y luces rojas), realizó la toma.

Al abandonar la pista torre comunicó que librasen por la derecha y fue cuando la tripulación se dio cuenta de que la rodadura de salida tenía unas barreras de color rojo y blanco, cerrando dicha salida. Les dio la impresión de que el controlador tampoco se había dado cuenta del error. Después de que un señalero retirara las barreras la aeronave rodó hasta la plataforma sin ningún problema.

Una vez en el parking la tripulación se puso en contacto con el controlador de torre y le preguntó si no se había dado cuenta de que había tomado por la pista 01L y éste contestó que en un primer momento no lo pudo distinguir y que cuando ya estaba cerca de la toma había preferido no obligarlos a hacer un «motor y al aire».

1.3. Información de la aeronave

1.3.1. Información general

La aeronave de matrícula EC-IJS, es un modelo Bombardier CL-600-2B19 con número de serie 7706, peso máximo autorizado al despegue (MTOW⁶) de 23.133 kg y está equipada con dos motores de tipo General Electric CF34-3B1. La aeronave tenía certificado de matrícula y de aeronavegabilidad válidos y en vigor. Asimismo, contaba con el correspondiente seguro y certificado de limitación de ruido.

⁴ ATIS: Automatic Terminal Information Service (Servicio Automático de Información de Área Terminal).

⁵ CAVOK: Ceiling and Visibility OK.

⁶ MTOW: Maximum Take Off Weight.



Figura 1. Fotografía de la aeronave⁷

1.3.2. Documentación de despacho de vuelo

La información NOTAM e información del aeropuerto de destino que constaba en la documentación de despacho de vuelo utilizado por la tripulación era consistente con la publicada por el aeropuerto (véase apartado 1.7), haciendo referencia a la pista 01L/19R cerrada, pista 01R/19L operativa, ILS/DME de ambas cabeceras de la pista 01L/19R fuera de servicio y demás información relativa al cierre de salidas correspondientes.

Asimismo, la información Whisky (W) del ATIS a las 12:30 h, anotado a mano por la tripulación, indicaba pista en servicio 19L.

1.4. Información meteorológica

La información meteorológica relativa al aeropuerto de Menorca en el periodo de tiempo en el que ocurrió el incidente fue la siguiente:

METAR LEMH 091000Z 23004KT 170V280 CAVOK 22/06 Q1018

Es decir, las condiciones meteorológicas existentes en el aeropuerto de Menorca el día 9 de abril en cuanto a visibilidad se refería eran de visibilidad horizontal mayor de 10.000 m con vientos de 4 kt procedente de 230°.

⁷ Imagen obtenida de www.planespotters.net

1.5. Información de aeródromo

El aeropuerto de Menorca (LEMH) está situado a 4,5 km al suroeste de la ciudad y a una elevación de 302 ft. Consta de dos pistas paralelas de orientación 01L/19R y 01R/19L con una longitud de 2.550 y 2.100 m respectivamente.

El aeropuerto confirmó que el día del incidente ambos ILS estaban apagados. Así constaba de igual forma en el informe del Departamento de Operaciones de ese día.

1.5.1. Información de AIP y NOTAM

En la fecha del incidente se estaban realizando obras de reparación en la pista 01L/19R. Estas obras estaban indicadas en el Suplemento del AIP con referencia SUP 23/10 (véase Anexo A). Durante la fase 3 de la ejecución de estas obras venía reflejado que durante un periodo estimado desde el 02 de marzo de 2011 hasta el 12 de abril de 2011 la pista 01L/19R (pista principal) estaría cerrada y las operaciones se realizarían por la pista 01R/19L.

Según la información del AIP, la pista 01R/19L es una pista de uso exclusivo en situaciones de contingencia. Su puesta en servicio deberá ser anunciada por NOTAM. En situaciones normales se utiliza como rodadura.

Los NOTAM publicados a este respecto entre otros, eran los siguientes:

DESDE 08/04/2011 09:19 HASTA 14/04/2011 05:00 B2637/11
REF SUP 23/10 RWY01L/19R CLSD.
RWY01R/19L OPERATIVA FM 11-FEB-11 0600

DESDE 08/04/2011 09:29 HASTA 14/04/2011 05:00 E1280/11
RWY01L ILS/DME CAT I FUERA DE SERVICIO

Los cuales informaban que desde el día 8 hasta el 14 de abril la pista 01L/19R estaría cerrada, estando operativa desde el 11 de febrero de 2011 la 01R/19L y que el ILS de la pista 01L se encontraba fuera de servicio.

1.5.2. Información del ejecutivo de servicio

El informe realizado por el ejecutivo de servicio el día del incidente incluía lo siguiente:

«13:01UTC, IB8884, línea realizada por el CRJ200 de Air Nostrum, EC-IJS, procedente de Madrid, con 38 pax + 1 INF. a bordo, aterriza en 01L.

RWY01L/19R está cerrada al tráfico por obras desde el pasado 10 de febrero, estando en servicio 01R/19L desde 11.02.2011 06:00 UTC. No ha habido daños personales ni materiales. El avión realiza la escala con normalidad y sigue con su programación.

En el momento del incidente había 2 operarios colocando balizas de borde de pista, así como un vehículo en un lateral, sin que se hayan visto afectados.

Las condiciones meteorológicas eran inmejorables: CAVOK y tampoco había posibilidad de deslumbramiento.

Las obras de la pista principal (RWY01L/19L) están casi terminadas, estando programados vuelos de calibración para el próximo jueves 12 de abril. La puesta en servicio está programada para el próximo 14 de abril.»

En este informe también se hacía referencia a la publicación del Suplemento y los NOTAM pertinentes en relación con el cierre de la pista, al hecho de que se había notificado a todas las compañías operadoras, vía correo electrónico las obras previstas y las medidas adoptadas⁸ y a que existía una señalización horizontal en la pista cerrada de acuerdo al anexo 14 de OACI.

1.5.3. Información sobre señalización de pista cerrada

El aeropuerto informó sobre la señalización horizontal de pista cerrada indicando que consistía en 10 aspas indicadoras de pista cerrada, dos pintadas antes de los umbrales desplazados y 8 hechas con tela dentro de la pista. (Véase Anexo C «Croquis de localización de las aspas e información de normativa relativa a la señalización de pistas cerradas»).



Figura 2. Toma de contacto con el tren derecho y después con el izquierdo a la altura del aspa n.º 4

⁸ El día 8 de febrero de 2011 el departamento de operaciones del aeropuerto mandó un correo electrónico a las diferentes Compañías que iban a resultar afectadas, entre ellas Air Nostrum, el siguiente mensaje: *Para su información, debido a las obras de reparación del pavimento, el próximo jueves 10 de febrero al cierre del Aeropuerto se va a proceder a cerrar la pista principal (01L/19R) y puesta en servicio la de contingencia (01R/19L), con lo que el viernes 11 de febrero al dar operativo estará en servicio la pista de contingencia.*

El aeropuerto también informó de que, con motivo de una recomendación emitida por CEANITA⁹, ya en el año 2009, la Dirección de Operaciones y Sistemas en Red de Aena había pedido al aeropuerto de Menorca la estricta aplicación de la Instrucción Operativa sobre mejora de la seguridad operacional: «Aspectos relacionados con la configuración y mantenimiento del campo de vuelo (EXA 47)» (véase Anexo D). En particular, en el apartado 5.1, se informa sobre la situación específica de la difusión de información en tiempo y forma a los usuarios del cierre de una pista, estableciendo medidas mitigadoras para evitar esa falta de información.

1.6. Información de Servicios de Tránsito Aéreo

1.6.1. Comunicaciones ATC

En el Anexo B se presentan las comunicaciones que tuvieron lugar entre la aeronave y la torre de control. A continuación se resumen las más relevantes:

- A las 12:53:35 la tripulación establece contacto con control solicitando entrar por la pista 01. Control informa sobre viento y ante la confirmación de la tripulación autoriza el aterrizaje por la 01R. La tripulación colaciona la misma pista.
- A las 13:03:29, estando la aeronave esperando a ser guiada por el señalero, la tripulación reconoce a control que había metido en el FMS¹⁰ la pista 01L y que ese podía haber sido el error de aterrizar en la pista 01L, en lugar de por la 01R. El controlador por su parte afirmó que era muy difícil desde su posición determinar si la aproximación de la aeronave se estaba haciendo a una u otra pista.

1.6.2. Declaración del controlador de TWR de Menorca de servicio.

El controlador manifestó en su informe que la tripulación había solicitado la pista 01R para realizar la aproximación con campo a la vista a las 12:54 h. Se le autorizó aproximación en contacto como número 1 y posteriormente a aterrizar en la pista 01R a las 12:59 h. A la vista del tráfico final no se apreció desviación de la trayectoria de la aeronave con respecto al eje de pista cuando se encontraba a 2 NM de la toma. En el tiempo transcurrido dando instrucciones al tráfico número 2, la aeronave ya se encontraba en el umbral de la pista 01L. Esta pista se encontraba cerrada por obras. El piloto manifestó una vez en pista que se encontraba libre de obstáculos quejándose de que no había señalización en el umbral para indicar que la pista estaba cerrada.

⁹ «Para evitar confusiones por parte de las tripulaciones, se recomienda a los aeródromos, que en sucesivas ocasiones en las que se lleven a cabo obras en zonas adyacentes al área de movimientos de un aeródromo, antes del comienzo de las obras y especialmente en aquellos casos en los que tales zonas se puedan confundir con pistas de aterrizaje, se incluya en las cartas del AIP España la información relativa a tales áreas.»

¹⁰ FMS: Flight Management System (Sistema de gestión de vuelo).

1.6.3. Información ATIS

Según los registros de la información ATIS proporcionados, las correspondientes al aeropuerto de Menorca de las 12:50, las 13:00 y las 13:10 h (información Y, Z y A) hacían referencia a que la pista en uso era la 19L. La consultada por la tripulación y anotada en el PVO fue la información W (12:30 h) y también hacía referencia a que la pista en servicio era la 19L.

1.7. Testimonio de los operarios que estaban trabajando en la pista cerrada

En el momento del incidente había dos operarios situados en la pista; uno en el margen derecho de la pista 01L, próximo a la salida rápida F y otro en el margen izquierdo de 01L a la altura de la calle D. Cerca del primer operario, sobre el margen derecho, se encontraba estacionada una furgoneta. Ambos empleados se encontraban montando balizas de borde de pista, orientados hacia la cabecera 19, y con comunicación walkie-talkie en frecuencia 121.750 MHz.

Los operarios oyeron el ruido de la aeronave (al que estaban acostumbrados habitualmente), hasta que el ruido resultó ensordecedor y, volviendo la mirada vieron el avión a la altura a la que estaban trabajando. El primer operario cogió la furgoneta, y se adentró por el margen de la calle F para hacer señales al piloto de la aeronave, momento en el que llegó el señalero del aeropuerto. Una vez detenido el avión en F, el señalero y el operario, retiraron las barreras que se encontraban señalizando el corte de esta calle F, de modo que el avión salió por F hasta la plataforma. Posteriormente las barreras se volvieron a colocar.

2. ANÁLISIS

La aeronave CRJ 200, operada por Air Nostrum procedente de Madrid, aterrizó en la pista 01L del aeropuerto de Menorca. Esta pista estaba cerrada debido a obras de acondicionamiento y en ese momento se encontraban en ella dos operarios en trabajos en los márgenes de la pista.

Según la información AIP (SUP 23/10) publicada se alertaba de obras de reparación de pavimento de pistas y calles de rodaje y en concreto, durante la Fase 3 (véase Anexo A), en el periodo comprendido entre el 2 de Marzo y el 12 de abril de 2011, se informaba de que la pista 01L19R permanecería cerrada estando operativa la pista 01R/19L.

La información de NOTAM publicada también hacía referencia al cierre de la pista 01L/19R, así como las correspondientes salidas y a que los ILS no estaban operativos. El aeropuerto, también había comunicado el cierre de la pista, vía correo electrónico, a las compañías que operaban en el aeropuerto, entre ellas la del incidente. La información con la que contaba la tripulación en su Plan de Vuelo Operacional era completa e incluía la referencia a la información del SUP 23/10 del AIP y NOTAM anteriormente mencionada, por lo que la tripulación tenía la información adecuada para conocer que la pista 01L/19R estaba cerrada.

La tripulación afirmó que creían haber entendido la autorización para aterrizar en la pista 01L y así haberlo colacionado. A pesar de estar en servicio la pista 19L, al tener condiciones CAVOK y viento no muy predominante para ninguna de las cabeceras, la tripulación, con campo a la vista (véase Anexo B), pidió a torre la pista 01R para aterrizar (de esta forma la aproximación era más directa y recortaban en maniobra de aproximación a la pista 19L). La torre de control autorizó a aterrizar en la pista 01R y la colación por parte de la tripulación fue también la pista 01R.

La tripulación también afirmó que no había señalización adecuada para informar que la pista estaba cerrada. El aeropuerto informó de la señalización de pista cerrada, consistente en 10 aspas indicadoras de pista cerrada. Dos de ellas pintadas antes de los umbrales desplazados y ocho de tela a lo largo de la pista. Esta señalización cumple con la normativa del Anexo 14 en su capítulo 7 y así como con el Manual Normativo de Señalización en el Área de Movimiento de Aena (véase Anexo C), en los que se establece que se contará con una señal de cierre de pista en cada extremo de la pista y con señales complementarias a lo largo de ésta. Las aspas colocadas a lo largo de la pista estaban realizadas con tela en lugar de pintura debido a que la pista estaba prácticamente preparada para ser abierta, aspecto también contemplado en la normativa en caso de cierre temporal. De igual forma las dimensiones de las aspas y separación entre ellas también se ajustaban a la normativa.

A pesar de que según la tripulación, el controlador informó que en un primer momento no pudo distinguir a qué pista se dirigía la aeronave y que cuando ya estaba cerca de la toma había preferido no obligarlos a hacer un «motor y al aire», se ha comprobado que en las comunicaciones no hay ninguna conversación relativa a la decisión del controlador de instruir a la aeronave a hacer o no un motor y al aire.

La información meteorológica era CAVOK según informes METAR y los testimonios de tripulación y control por lo que, a priori, no había impedimento visual en reconocer la señalización de la pista cerrada eran visibles.

La referencia de navegación en operación normal se basa habitualmente en la información facilitada por el equipo FMS. La presentación de la ruta seleccionada en el MD («Multifunction Display») facilita una referencia gráfica ampliamente utilizada.

Asimismo, aunque la aproximación realizada sea visual, la tripulación utiliza toda la información disponible para realizar la maniobra con mayores probabilidades de éxito y de seguridad, como por ejemplo la guía del FD («Flight Director»).

Los equipos ILS no estaban operativos según información NOTAM y confirmación por parte del aeropuerto, por lo que no se pudo realizar una aproximación instrumental por descuido a la pista 01L. No obstante, según las comunicaciones ATC, una vez la aeronave estaba ya siendo coordinada por el señalero, esperando a que aterrizara otra para poder ser guiada al aparcamiento, la tripulación reconoció al controlador que habían introducido erróneamente la pista 01L en el FMS. La pista 01L/19R es la utilizada normalmente quedando la otra pista operativa únicamente en situaciones de contingencia. La información facilitada por el FMS habría guiado a la aeronave en la aproximación directamente hacia la pista cerrada.

3. CONCLUSIONES Y CAUSAS

3.1. Conclusiones

Una vez presentada y analizada la información que se recopila sobre el incidente, se pueden realizar las siguientes conclusiones:

- La tripulación tenía sus licencias y certificados médicos válidos y en vigor.
- La aeronave contaba con la documentación en vigor y era aeronavegable.
- El aeropuerto había publicado mediante suplemento del AIP y NOTAM correspondientes que la pista 01L/19R se encontraba cerrada por obras.
- Asimismo había comunicado vía correo electrónico a las compañías que operaban allí, entre ellas la del incidente.
- Se informaba mediante ATIS que la pista operativa era la 19L.
- La tripulación contaba con la información apropiada en su Plan de Vuelo Operacional sobre el estado de la pista 01L/19R.
- La tripulación había anotado en su PVO la información relativa al ATIS.
- La tripulación pidió a control aterrizar por la pista 01 para recortar la aproximación.
- Después de informar del viento y confirmar la conveniencia de éste para el aterrizaje control autorizó a la aeronave a la pista 01R.
- La tripulación colacionó la autorización para la pista 01R.
- La tripulación aterrizó por la pista 01L.
- La pista 01L estaba cerrada al tráfico y disponía de la señalización acorde a la normativa del Anexo 14 de OACI así como el Manual Normativo de Señalización en el Área de Movimiento de Aena.
- La tripulación reconoció haber introducido en el FMS los datos de la pista 01L en lugar de los de la 01R por lo que la aeronave fue guiada a esa pista.
- La tripulación no se percató de aterrizar en la pista cerrada a pesar de las señalizaciones.

3.2. Causas

Se considera que el incidente se produjo porque la tripulación introdujo los datos de la pista cerrada 01L en el computador del FMS incorrectamente a pesar de contar con la información en la documentación de despacho de vuelo avisando del cierre de la pista habitualmente en servicio. La aeronave fue guiada hacia la pista 01L y la tripulación no se percató de las señales de cierre de la pista, aterrizando finalmente en ella.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 19/12. Se recomienda a la Compañía Air Nostrum que intensifique los procedimientos relativos a las situaciones en que los aeropuertos que opera habitualmente presentan configuraciones no habituales.

ANEXO A
AIP SUP 23/10

ESPAÑA

AIP - ESPAÑA

AIS-ESPAÑA
 Dirección AFTN: LEANZXTA
 Teléfono: +34 913 213 363
 Telefax: +34 913 213 157
 E-mail: ais@aena.es
 Depósito Legal M.- 23591 - 1994

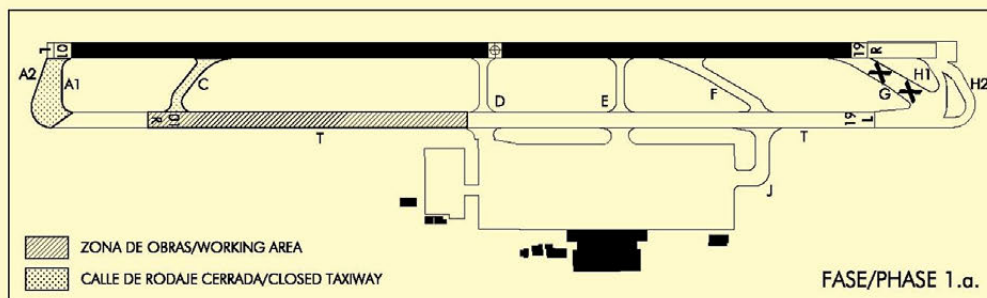
AEROPUERTOS ESPAÑOLES Y NAVEGACIÓN AÉREA
 DIVISIÓN DE INFORMACIÓN AERONÁUTICA
 c/ Juan Ignacio Luca de Tena, 14 - 28027 MADRID

SUP 23/10

21-OCT-10

AD

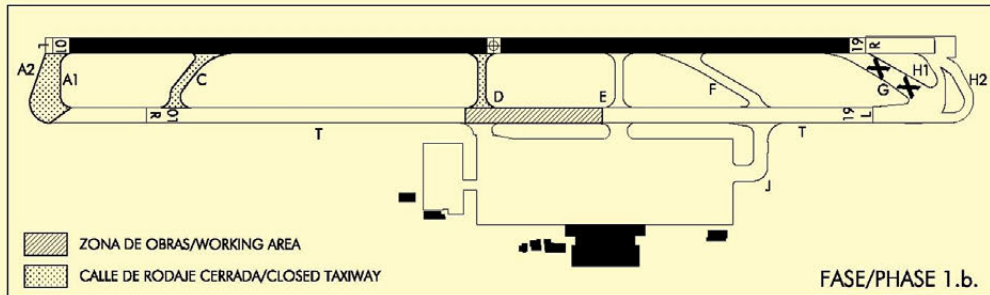
SUP 23/10	02NOV10/01JUN11EST	SUP 23/10	02NOV10/01JUN11EST
MENORCA AD.- Obras de reparación de pavimento de pistas y calles de rodaje.		MENORCA AD.- Works for repairing runway and taxiways pavement.	
Hasta el 01 de Junio de 2011 estimado, se realizarán obras de reparación de pavimento de pistas y calles de rodaje.		Until June 01st 2011 estimated, works for repairing runway and taxiways pavement will take place.	
Estas obras se realizarán en 4 fases. Dividiendo la primera en otras cuatro subfases.		These works will be carried out in 4 phases. The first one dividing in other four subphases.	
Las fechas de inicio y fin de cada una de las fases, así como cualquier incidencia operativa que se produzca, se publicarán mediante el correspondiente NOTAM.		Starting and ending dates of each phase, as well as any operative incident that takes place, will be announced by NOTAM.	
Todas las zonas de obras estarán debidamente señalizadas y con balizamiento diurno y nocturno. En todas ellas se recomienda precaución debido a la presencia de personal y maquinaria.		All working areas will be properly making and lit during day and night. In all of them caution is recommended due to presence of personnel and machinery.	
FASE 1. Reparación del pavimento de la pista 01R/19L (Pista de contingencia).		PHASE 1. Repair of runway 01R/19L pavement (Contingency runway).	
Fase 1.a		Phase 1.a	
Obras desde el umbral 01R hasta 47,5 m del eje de la calle de rodaje D (sur).		Works from threshold 01R to 47.5 m of taxiway D centre line (South).	
- Período estimado: desde el 02 de Noviembre de 2010 hasta el 11 de Noviembre de 2010.		- Estimated period: from November 02th 2010 until November 11th 2010.	
- Afecta a: calles de rodaje A1, A2 y C cerradas.		- Affects to: taxiways A1, A2 and C closed.	



Fase 1.b
 Obras desde 47,5 m del eje de la calle de rodaje D (sur) hasta 47,5 m del eje de la calle de rodaje E (sur).
 - Período estimado: desde el 12 de Noviembre de 2010 hasta el 18 de Noviembre de 2010.
 - Afecta a: calles de rodaje A1, A2, C y D cerradas.

Phase 1.b
 Works from 47.5 m of taxiway D centre line (South) to 47.5 m of taxiway E centre line (South).
 - Estimated period: from November 12th 2010 until November 18th 2010.
 - Affects to: taxiways A1, A2, C and D closed.

- 1 SUP 23/10 -



Fase 1.c

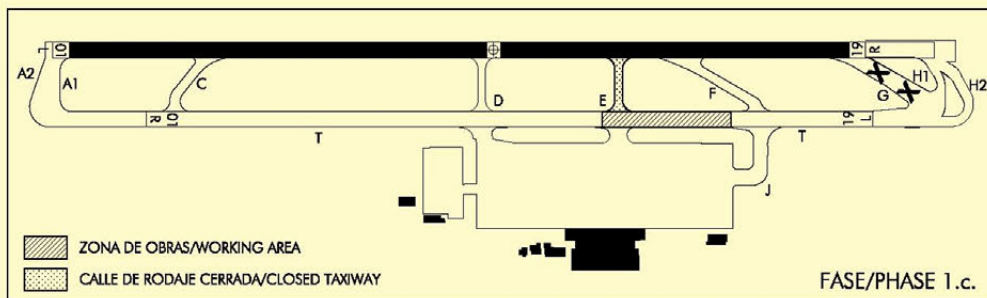
Obras desde 47,5 m del eje de la calle de rodaje E (sur) hasta 47,5 m del eje de la calle de rodaje F (sur).

- Periodo estimado: desde el 19 de Noviembre de 2010 hasta el 25 de Noviembre de 2010.
- Afecta a: tramo de calle de rodaje T entre calle de rodaje D y calle de rodaje F cerrada. Calle de rodaje E cerrada.

Phase 1.c

Works from 47.5 m of taxiway E centre line (South) to 47.5 m of taxiway F centre line (South).

- Estimated period: from November 19th 2010 until November 25th 2010.
- Affects to: section taxiway T between taxiway D and taxiway F closed. Taxiway E closed.



Fase 1.d

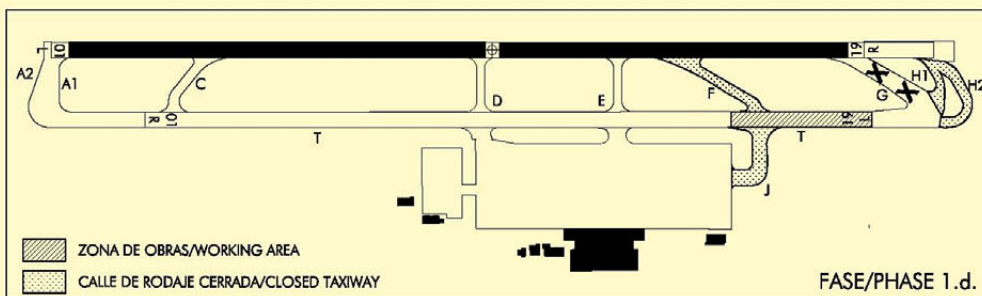
Obras desde 47,5 m del eje de la calle de rodaje F hasta el umbral 19L.

- Periodo estimado: desde el 26 de Noviembre de 2010 hasta el 16 de Diciembre de 2010.
- Afecta a: calles de rodaje F, J, H1 y H2 cerradas.

Phase 1.d

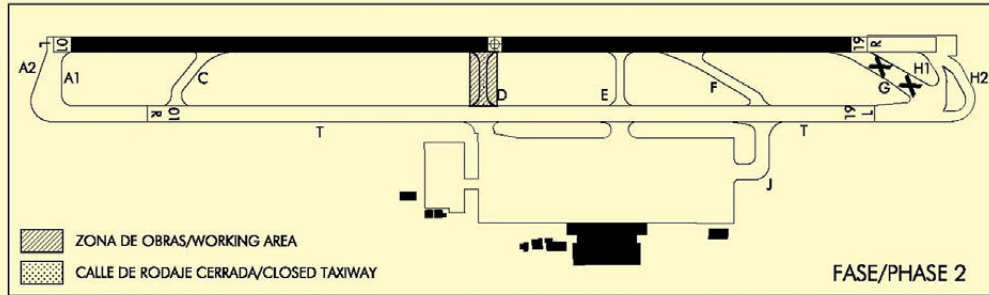
Works from 47.5 m of taxiway F centre line to threshold 19L.

- Estimated period: from November 26th 2010 until December 16th 2010.
- Affects to: taxiways F, J, H1 and H2 closed.



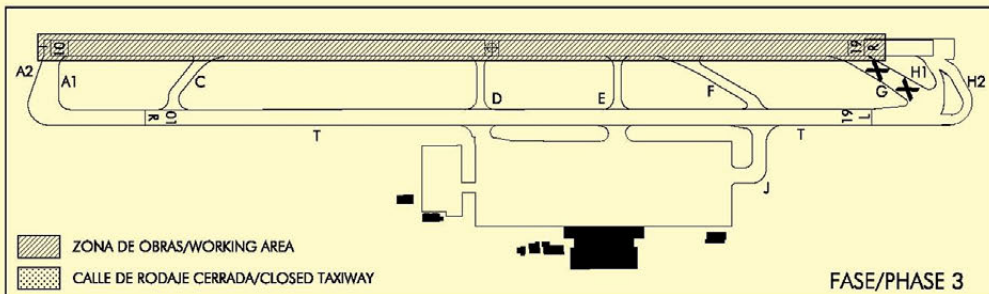
FASE 2. Reparación del pavimento de la TWY D.
 - Período estimado: desde el 17 de Diciembre de 2010 hasta el 17 de Febrero de 2011.
 - Afecta a: calle de rodaje D cerrada.

PHASE 2. Repair of the taxiway D pavement.
 - Estimated period: from December 17th 2010 until February 17th 2011.
 - Affects to: taxiway D closed.



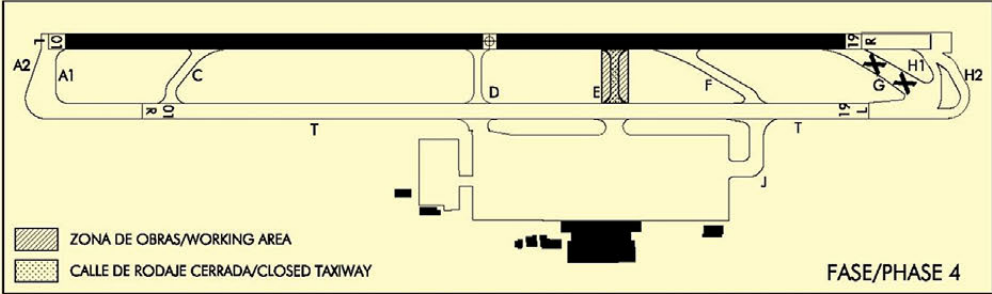
FASE 3. Reparación del pavimento de la pista 01L/19R (Pista principal).
 - Período estimado: desde el 02 de Marzo de 2011 hasta el 12 de Abril de 2011.
 - Afecta a:
 • Pista 01L/19R cerrada.
 • Operaciones por la Pista 01R/19L.
 * Puestos de estacionamiento 2, 4, 6, 8, 10, 12, 14 y 16 y zona W de la Plataforma de Aviación General fuera de servicio.
 • Limitación del uso de la pista 01R/19L a aeronaves de envergadura máxima de 36 m.

PHASE 3. Repair of the runway 01L/19R pavement. (Main runway).
 - Estimated period: from March 02th 2011 until April 12th 2011.
 - Affects to:
 • Runway 01L/19R closed.
 • Runway 01R/19L operations.
 * Stands 2, 4, 6, 8, 10, 12, 14 and 16 and W zone of General Aviation Apron out of service.
 • Limitation of use of the runway 01R/19L to maximum aircraft of 36 m.



FASE 4. Reparación del pavimento de la TWY E.
 - Período estimado: desde el 13 de Abril de 2011 hasta el 01 de Junio de 2011.
 - Afecta a: calle de rodaje E cerrada.

PHASE 4. Repair of the taxiway E pavement.
 - Estimated period: from April 13th 2011 until June 01th 2011.
 - Affects to: taxiway E closed.



ANEXO B

Comunicaciones ATC

EXP.

Freq: 119,65/120,7 (Pareadas)

- 12.53.35- ANE8884- Menorca, muy buenas, ANE8884.
- 12.53.39- TWR- ANE8884, muy buenos días. Será nº uno. ¿tiene el campo a la vista?
- 12.53.45- ANE8884- Tengo campo a la vista y si quiere la pista 01, entramos por la 01.
- 12.53.48- TWR- El viento es 240 05, máximas de 9 nudos, ¿le va bien?
- 12.53.52- ANE8884- Sí, sí, perfecto.
- 12.53.55- TWR- ANE8884, como nº uno, autorizado a aproximación en contacto pista 01R, QNH 1017, información ATIS Y.
- 12.54.07- ANE8884- 10917 para la 01R, muchas gracias.
- 12.54.12- TWR- 2952, back-trac, señalero puerta D.
- 12.54.15- SWT3952- Back-trac, señalero puerta D. SWT 3952.

- 12.58.12- TWR- ANE8884 autorizado aterrizar pista 01R, viento 240 04, máxima 9 nudos.
- 12.58.20- ANE8884- autorizado aterrizar 01R triple ocho cuatro.
- 12.58.24- ANE8478- Menorca, buenas ANE8478, descenso 70 al VOR.
- 12.58.32- TWR- ANE8478, ¿tiene el campo a la vista?
- 12.58.38- ANE8478- afirma, 8478.
- 12.58.40- TWR- 8478, el viento es 240 04, máximas 9 nudos, ¿qué pista prefiere?
- 12.58.47- ANE8478- Sí, la 01R, 8478.
- 12.58.50- TWR- 8478, con el campo a la vista, autorizado a aproximación en contacto pista 01R QNH 1017, información Y.
- 12.58.59- ANE8478- Información Y, 1017 y para la 01R, 8478.

- 13.01.01- a1- Ee...,Menorca, ¿ANE8884?
- 13.01.11-TWR- triple ocho cuatro, señalero en puerta D. Corrección, señalero en puerta J. Le confirmo que la pista en uso era la 01R, ha tomado Ud por la 01L
- 13.01.25- ANE8884- Efectivamente.

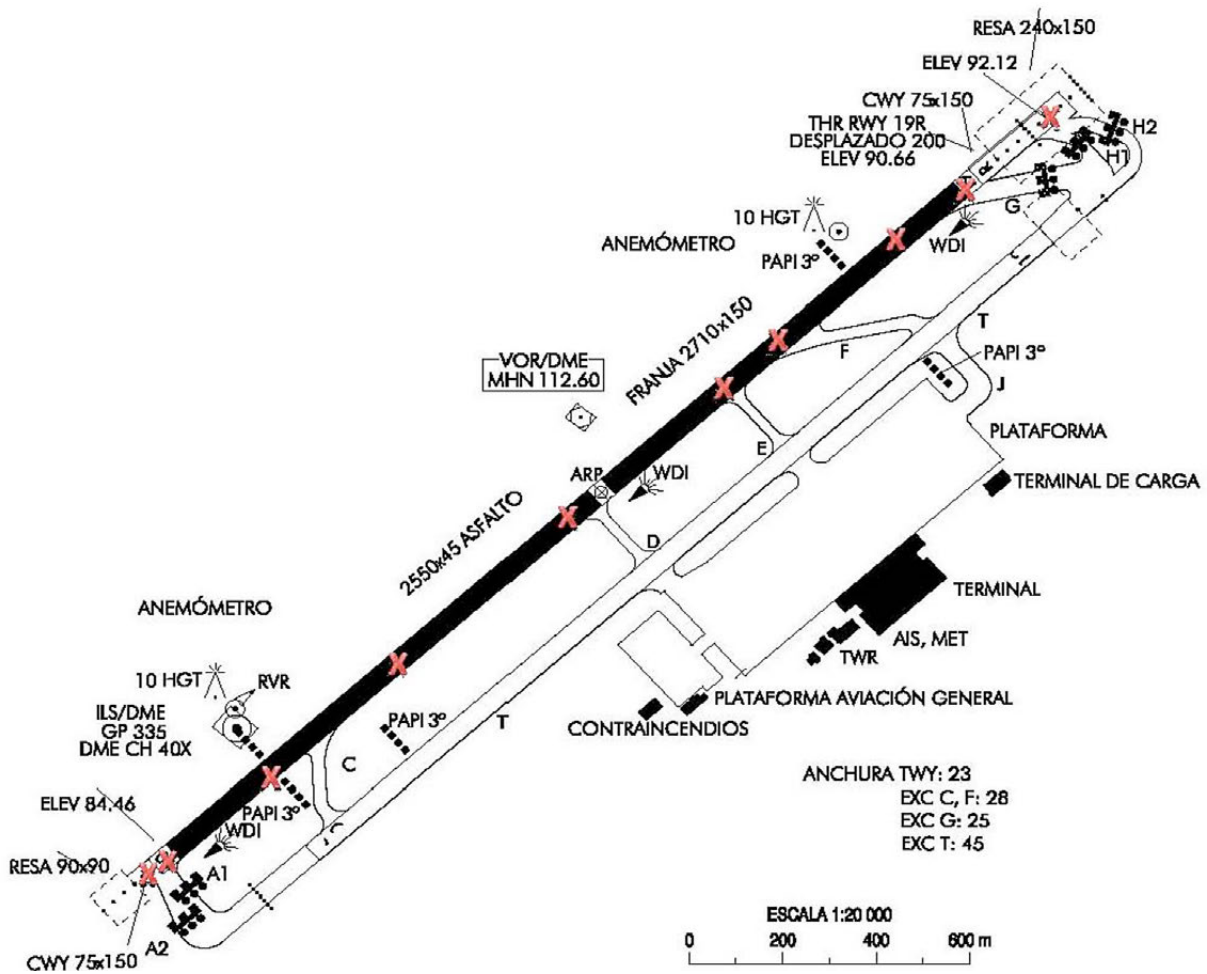
- 13.01.38- ANE8884- ¿Por dónde abandonamos?
- 13.01.41- TWR- ocho, cuatro...triple ocho cuatro...Ahora va para allá elMantenga posición, ahora va para allá el coche papa y abrirá las barreras.
- 13.01.51- ANE8884- De acuerdo.
- 13.01.59- P4. Torre de P4, ¿permiso para entrar en pista?
- 13.02.04- TWR- P4 de torre, confirme va a cruzar pista, hay un tráfico en final para la pista 01R.
- 13.01.13- P4- Bueno, yo sigo sus instrucciones y estoy en J corto de pista y espero instrucciones.
- 13.02.18- TWR- De acuerdo, lo veo en J y corto de pista. Cruce Ud pista y notifique libre.
- 13.02.23- P4- Cruzo pista y notifico libre.
- 13.02.27- TWR- ANE8884, autorizado aterrizar pista 01R, viento 250, 06 máxima de 10kt.
- 13.02.44- ANE8478- Menorca , ANE8478, estamos en una amplia base derecha para la 01R.
- 13.02.51- TWR- 8478 recibido, está autorizado a aterrizar 01R, viento 240, 06 máxima 10 nudos.
- 13.03.02- ANE8478- Autorizado aterrizar 01R, ANE8478.
- 13.02.06- TWR- coche papa de torre.
- 13.02.07-P4- Sí, el P4 le confirma la pista libre y mantendremos corto hasta que haya aterrizado el siguiente ...(" ilegible").
- 13.03.15- TWR- Afirma P4, mantenga posición.
- 13.03.20- P4- Copiado.
- 13.03.24- ANE8884- Sí, Menorca, del triple ocho cuatro.
- 13.03.26- TWR- Triple ocho cuatro, adelante.
- 13.03.29- ANE8884- Sí, nada, estamos con el señalero ya y, nada, que, error completamente nuestro, porque había metido en el FMS la pista izquierda y ha sido un error completamente mío, no... no hay otra explicación.

- 13.03.40- TWR- De acuerdo, recibido. La verdad es que aquí en final es difícil distinguir si Ud se dirige a una pista o a la otra... Pero, bueno, está todo bien, no ocurre nada.
- 13.03.51- ANE8884- Sí, el problema ha sido ese, que había metido yo en el FMS la pista izquierda y ha sido, ha sido error mío completamente. Pero bueno, pues nada, Ya la hemos estrenado, ¿no?
- 13.04.02- TWR- Bomberos de torre, adelante.
- 13.04.04- SCI- A ver, eee....Si el piloto te ha dicho a ver qué... lo que podíamos hacer?
- 13.04.15-TWR- Bomberos de torre. No es necesario su aportación, pueden volver perfectamente al parking. No hay ninguna emergencia ni se ha declarado nada.
- 13.04.25- SCI- Nosotros íbamos para allá porque había avisado coordinación, pero volvemos al parking.
- 13.04.34- TWT- Vuelvan al parking, no hay ninguna emergencia, no hace falta que ustedes asusten ahora mismo al pasaje.
- 13.04.39- SCI- De acuerdo, recibido.
- 13.04.44- ANE8478- Final 01R, ANE8478.
- 13.04.48- TWR- 8478, continúe como autorizado.
-
- 13.05.58- TWR- 8478, señálero en J, a su derecha.
- 13.06.02- ANE8478- Señálero en J, 8478.
- 13.06.06- TWR- P4 guíe al triple ocho cuatro también a J, por favor.
- 13.06.11- P4- Vale, a la vista y vamos detrás de tráfico.
- 13.06.15- TWR- Gracias.

-----FIN de la TRANSCRIPCIÓN-----

ANEXO C

**Croquis de las indicaciones del cierre de pista
e información sobre señalización de pista cerrada**



El Anexo 14 de la OACI en su capítulo 7 indica lo siguiente:

7.1. Pistas y calles de rodaje cerradas en su totalidad o en parte

Aplicación

- 7.1.1. Se dispondrá una señal de zona cerrada en una pista o calle de rodaje, o en una parte de la pista o de la calle de rodaje, que esté cerrada permanentemente para todas las aeronaves.
- 7.1.2. **Recomendación.**— *Debería disponerse una señal de zona cerrada en una pista o calle de rodaje, o en una parte de la pista o de la calle de rodaje, que esté temporalmente cerrada, si bien esa señal puede omitirse cuando el cierre sea de corta duración y los servicios de tránsito aéreo den una advertencia suficiente.*

Emplazamiento

7.1.3. Se dispondrá una señal de zona cerrada en cada extremo de la pista o parte de la pista declarada cerrada y se dispondrán señales complementarias de tal modo que el intervalo máximo entre dos señales sucesivas no exceda de 300 m. En una calle de rodaje se dispondrá una señal de zona cerrada por lo menos en cada extremo de la calle de rodaje o parte de la calle de rodaje que esté cerrada.

Características

7.1.4. La señal de zona cerrada tendrá la forma y las proporciones especificadas en la ilustración a) de la figura 7-1 si está en la pista, y la forma y las proporciones especificadas en la ilustración b) de la Figura 7-1 si está en la calle de rodaje. La señal será blanca en la pista y amarilla en la calle de rodaje.

Nota.— Cuando una zona esté cerrada temporalmente pueden utilizarse barreras frangibles, o señales en las que se utilicen materiales que no sean simplemente pintura, para indicar el área cerrada o bien pueden utilizarse para indicar dicha área otros medios adecuados.

Anexo 14 — Aeródromos

Volumen I

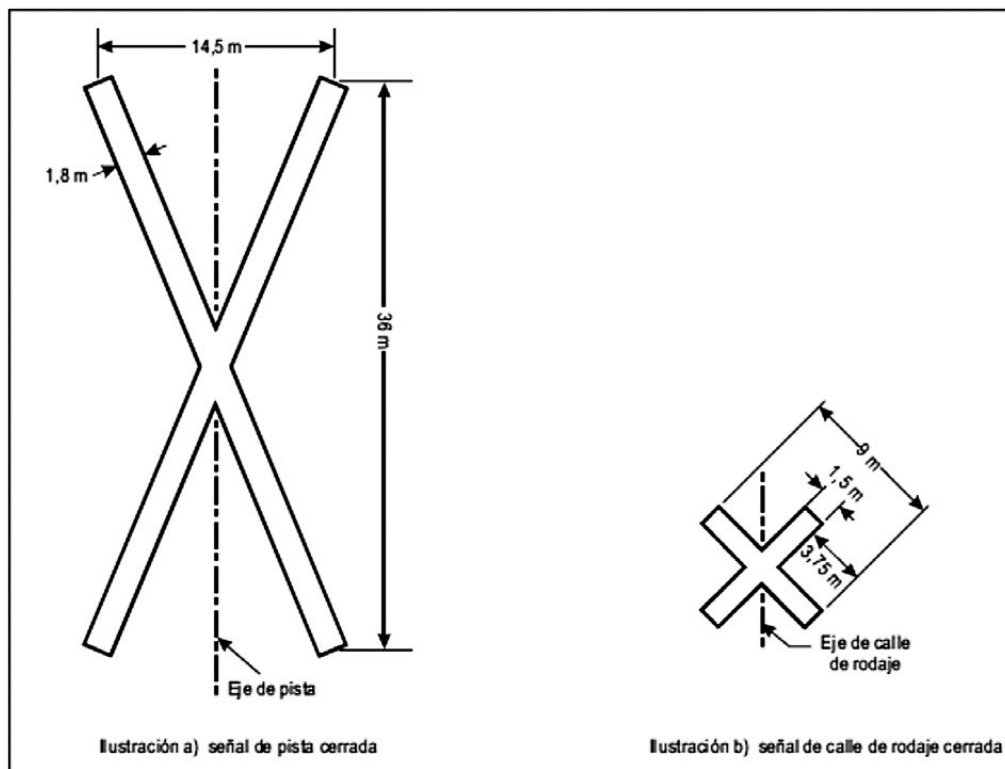
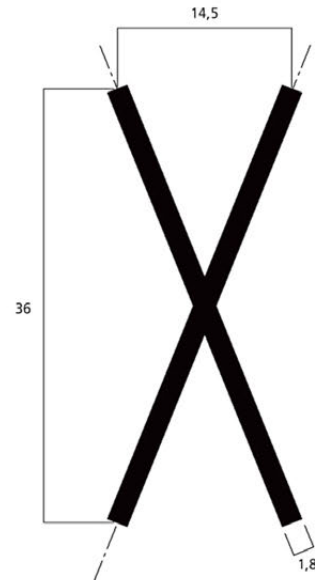
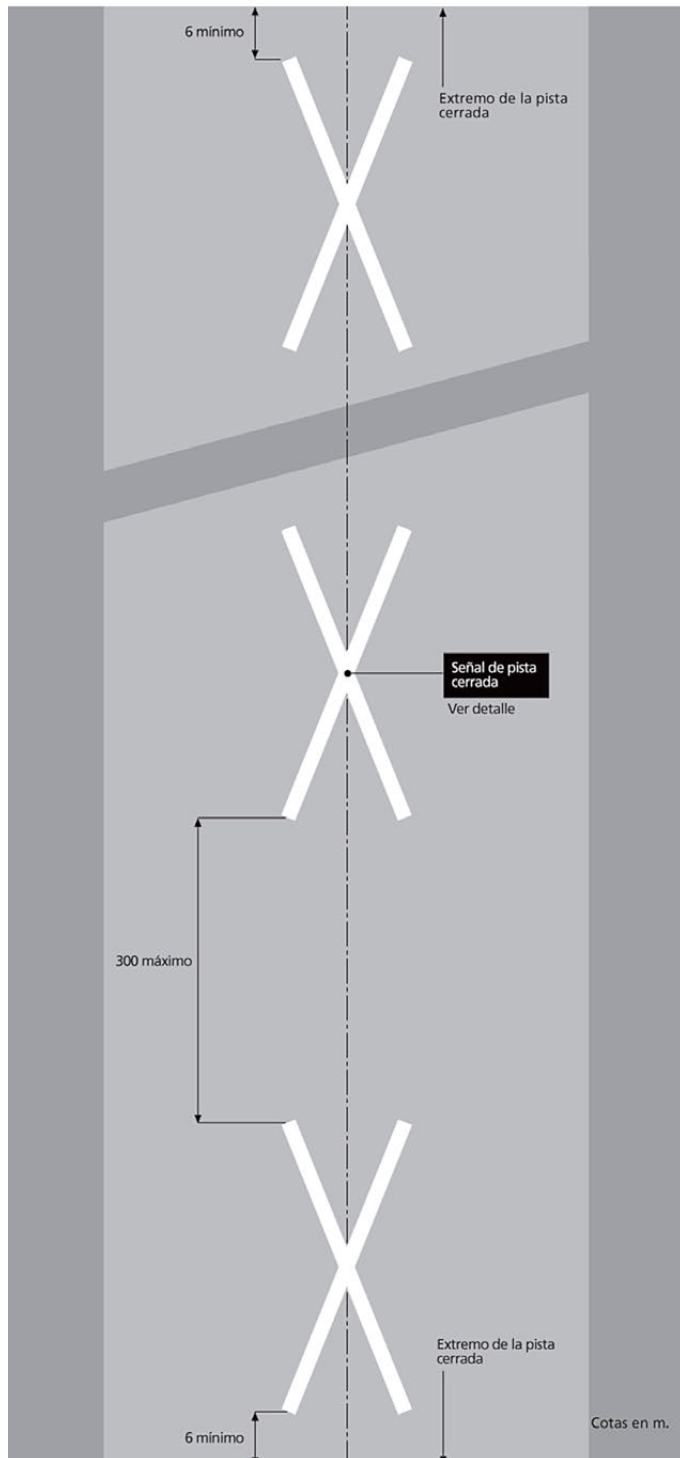


Figura 7-1. Señales de pista y de calle de rodaje cerradas

Señal de pista cerrada

1.7



Debería disponerse una señal de pista cerrada en una pista o en una parte de la pista que esté temporalmente o permanentemente cerrada.

Se dispondrá una señal de pista cerrada en cada extremo de la pista o parte de la pista declarada cerrada, y se dispondrán señales complementarias repartidas a lo largo de la pista cerrada de tal modo que el intervalo máximo entre dos señales sucesivas no exceda de 300 m.



Color de la señal:
Blanco.



Color de contraste:
Negro.

Estas señales podrán rebordearse en negro para aumentar el contraste con el pavimento de la pista. Ver criterios en 1.5.

ANEXO D
**Medidas mitigadoras para la adecuada
difusión de la información de AENA**



CÓDIGO: EXA 47

FECHA: 07/05/07

Dirección de Operaciones y Sistemas de Red

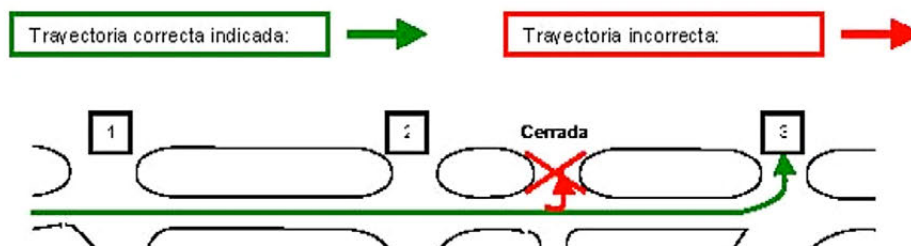
5. SITUACIONES ASOCIADAS A LA OPERACIÓN

5.1 DIFUSIÓN INADECUADA DE LA INFORMACIÓN.

SITUACIÓN: El cierre de una pista, y de otras zonas del área de movimiento, debido a la realización de obras o cualquier otro motivo programado o imprevisto, no se difunde a los usuarios en el tiempo y la forma adecuados.

Ejemplo 1: En ocasiones, ha ocurrido que en un aeropuerto en el que se está construyendo una pista nueva no se ha difundido adecuadamente este hecho, por lo que algunas aeronaves en aproximación han confundido la pista en construcción con la pista en uso, al resaltar más el pavimento en construcción que el de la pista en uso.

Ejemplo 2: Otra situación que puede presentarse es aquella en la que una o varias puertas de acceso a plataforma están cerradas por obras en la zona, o que estén en construcción. Por ejemplo puede suceder que TWR indique al piloto, que entre a plataforma por la tercera puerta. El piloto las empieza a contar según pasa por ellas y gira en la tercera puerta para acceder a plataforma a través de ella, sin percatarse de que esta está cerrada por obras y de que TWR hacía referencia a la siguiente.



RIESGO: La difusión inadecuada de la información relativa a que la pista, u otra parte del área de movimiento, se encuentre inoperativa, junto con otros factores (condiciones meteorológicas adversas, formación inadecuada del personal, carga de trabajo excesiva, etc.), pueden provocar una incursión en pista, u otra situación que afecte negativamente a la seguridad operacional del aeródromo.

MEDIDAS MITIGADORAS:

- Publicación, según proceda, y siguiendo el procedimiento establecido, de la información en cuestión:
 - Cuando proceda, se debe aplicar lo establecido en la EXA 1, Procedimiento de Coordinación de Obras, para dar a conocer los periodos en los que se producirá una disminución o limitación de la capacidad del aeropuerto como consecuencia de las obras, con el objeto de elaborar la programación de vuelos.
 - Publicación del NOTAM o/y Suplemento (SUP) correspondiente en el tiempo adecuado. Si la información a difundir requiere contener textos extensos,

DIVISIÓN DE OPERACIONES

"MEJORA DE LA SEGURIDAD OPERACIONAL.
ASPECTOS RELACIONADOS CON LA CONFIGURACIÓN Y MANTENIMIENTO DEL CAMPO DE VUELO"

Página 28

Aena



CÓDIGO: EXA 47

FECHA: 07/05/07

Dirección de Operaciones y Sistemas de Red

gráficos, planos, o la situación va a durar más de tres meses, se publicará mediante Suplemento (SUP) siguiendo el procedimiento establecido (ciclo AIRAC). Posteriormente se debe publicar un NOTAM, unos días antes de iniciarse los trabajos en cuestión.

- Si la situación así lo requiere (por ejemplo para obras de larga duración), proceder a publicar el hecho en el AIP, en la ficha AD.
- ATIS.
- Boletines de información local.

DIVISIÓN DE OPERACIONES

"MEJORA DE LA SEGURIDAD OPERACIONAL.
ASPECTOS RELACIONADOS CON LA CONFIGURACIÓN Y MANTENIMIENTO DEL CAMPO DE VUELO"

página 29

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 11 de julio de 2011, 21:00 h local
Lugar	San Carles de la Rápita (Tarragona)

AERONAVE

Matrícula	EC-JLB
Tipo y modelo	AIR TRACTOR AT-802A
Explotador	SAETA (Servicios Aéreos Europeos y Tratamientos Agrícolas)

Motores

Tipo y modelo	PRATT AND WHITNEY PT6A-67F
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	48 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	2.135 h
Horas de vuelo en el tipo	157 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

Fecha de aprobación	19 de septiembre de 2012
---------------------	---------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave anfibia EC-JLB AT-802A realizaba labores de extinción de incendios para la Generalitat de Cataluña. El lunes 11 de julio de 2011 despegó a las 20:30 hora local cargada de agua desde el aeropuerto de Reus, donde tenía su base. Operaba junto con otra aeronave de las mismas características y ocupaba la segunda posición, es decir, realizaba todas las maniobras detrás de la primera. Tras hacer la primera descarga en el incendio en el que estaba trabajando se dirigió a San Carles de la Rápita, en Tarragona, para cargar agua y volver al incendio.

A las 21:00 h, durante la maniobra de carga de agua, la aeronave sufrió un accidente debido a que el tren de aterrizaje estaba extendido. La aeronave capotó y quedó flotando sobre la superficie en posición invertida. El piloto esperó a que la cabina se inundara por completo, cogió la botella de aire comprimido y abandonó la aeronave por sus propios medios sin sufrir ninguna lesión. La aeronave resultó con daños menores en el alerón izquierdo y las palas de la hélice.



Figura 1. EC-JLB antes y después de su recuperación del agua

1.2. Información personal

El piloto había realizado el vuelo de traslado desde Carcelén (Albacete) con la aeronave del accidente al aeropuerto de Reus el 28 de junio de 2011. El 4 de julio había empezado a trabajar en labores de extinción de incendios desde esa base y tuvo vuelos los días 4, 5 y 7 de julio de 2011. La experiencia el último año había sido de 73 h, el último trimestre de 11:50 h, 8:40 h el último mes y 4 h la última semana.

Su experiencia total era de 2.135 h. En mayo de 2005 había obtenido la habilitación para operar Air Tractor 802 anfibio y su última renovación había sido en junio de 2011. En

mayo de 2011 había renovado la habilitación de Air Tractor en la versión terrestre y la de agroforestal. En enero de 2011 había realizado la verificación anual de la compañía.

La experiencia en el Air Tractor anfibia era de 157 h. Los últimos vuelos con este tipo de aeronave fueron los vuelos del 4, 5 y 7 de julio, el vuelo de traslado el 28 de junio, el vuelo de revalidación de la habilitación el 2 de junio y el año anterior entre junio y noviembre.

La actividad principal del piloto era la extinción de incendios.

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave EC-JLB había sido fabricada en 2005 y matriculada en España en diciembre del mismo año. Contaba con todas las licencias y autorizaciones necesarias para operar. En el momento del accidente la aeronave acumulaba 285 h y el motor 302 h.

Con fecha del 14 de junio de 2011, aproximadamente un mes antes del accidente, la aeronave pasó una revisión anual y de 100 h y se le instaló la hélice y el motor que llevaba en el momento del accidente. También se realizó una inspección de 100 h y anual a los flotadores en la que se revisaron todos los elementos del sistema, incluido el sistema eléctrico del tren. Tras estas acciones de mantenimiento, la aeronave operó un total de 7 h correspondientes al vuelo de traslado hasta la base de Reus y los vuelos de los días 4, 5 y 7 de julio, ya en la campaña, y por el piloto del accidente.

1.3.1. Descripción del tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje (véase figura 1), que consta de dos trenes de morro y dos trenes principales, retráctiles y alojados en los flotadores, está operado por dos sistemas hidráulicos independientes. Cada sistema es capaz de actuar el tren individualmente. Existen dos bombas hidráulicas. Cada bomba hidráulica está movida eléctricamente por un motor y normalmente las dos bombas funcionan simultáneamente para que el proceso sea más rápido. Una vez el tren alcanza la posición deseada, se produce un bloqueo mecánico.

La posición del tren no es visible desde el puesto del piloto pero se indica en cabina a través de 8 luces situadas a la derecha de la palanca del tren (figura 2, foto izquierda):

- 4 luces verdes que cuando se encienden indican tren arriba y bloqueado.
- 4 luces azules que cuando se encienden indican tren abajo y bloqueado.
- 2 luces rojas (PUMPS ON), situadas entre las verdes y las azules, que cuando se encienden indican que las bombas están en funcionamiento y el tren está en tránsito.

Cuando el tren está arriba y bloqueado, las luces de tren arriba se encienden y permanecen encendidas mientras el tren se mantenga en esa posición. Es decir, una vez subido el tren, en cabina se tendrán 4 luces verdes encendidas. La lógica de funcionamiento de las luces de tren abajo es análoga. En tránsito, las luces de tren arriba o abajo se apagan y se encienden las de las bombas, indicando que éstas están en funcionamiento y que el tren se está moviendo.

Asociados a cada uno de los dos motores eléctricos que mueven las dos bombas de hidráulico, existen dos disyuntores (circuit breakers) identificados como PUMP 1 y PUMP 2 que protegen el circuito eléctrico de sobrecargas (figura 2, foto derecha). Estos disyuntores, uno para cada motor, están en el panel derecho de la cabina.

Las bombas de hidráulico también extienden y retraen las boquillas de llenado. Una vez el avión está en el agua, estabilizado y desplazándose a una velocidad determinada se extienden las boquillas de llenado. En lo que a las condiciones del tren se refiere, las bombas se ponen en funcionamiento cuando la presión de hidráulico en el sistema es inferior a un valor determinado, y esto se produce cuando se actúa sobre la palanca del tren. Según la información proporcionada por el fabricante, el funcionamiento frecuente de las bombas cuando el tren no está en tránsito es producido por la existencia de fugas de hidráulico y esta situación está tratada como un procedimiento de emergencia. Puntualmente, durante el vuelo, la presión del sistema puede descender por la inoperatividad del sistema y en este caso la bomba se puede poner en funcionamiento durante uno o dos segundos.

El bloqueo del tren, tanto en la posición de extendido como retraído, es mecánico y no necesita presión de hidráulico para mantenerse en esa posición. Una vez bloqueado el tren permanecería en su posición de bloqueo.

Existe un sistema acústico de ayuda a los pilotos sobre la posición del tren. Cuando la velocidad de la aeronave desciende de un valor determinado, el sistema, protegido eléctricamente por el disyuntor GEAR ADV, anuncia cada 3,5 segundos «GEAR IS UP FOR WATER LANDING» o «GEAR IS DOWN FOR RUNWAY LANDING». A la vez se enciende una luz ámbar en un interruptor situado a la izquierda del panel. Cuando el piloto presiona este interruptor, el aviso acústico se detiene.

Los motores eléctricos de las bombas y el sistema de aviso acústico del tren están alimentados por la barra de energía principal.

1.3.2. *Procedimientos operativos relacionados con el tren de aterrizaje*

El manual de vuelo tiene continuas referencias a la prohibición de amerizar si el tren no está completamente retraído. Además existe la obligatoriedad de instalar en el panel de mandos, a la vista del piloto, una placa con esta misma advertencia.

El punto 24 de la lista de comprobación a realizar previa al arranque del motor incluye la comprobación de los disyuntores. Tras el despegue la comprobación de la posición del tren en UP y de las 4 luces azules se realiza en tres ocasiones: en el ascenso, en crucero y en la aproximación para la recarga de agua.

No existe ninguna actuación sobre los disyuntores de los motores de las bombas en los procedimientos normales del manual de vuelo. Sólo en los procedimientos de emergencia (en el caso de funcionamiento constante de las bombas durante el vuelo o en el caso de fallo de tren) se definen acciones sobre los disyuntores.

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

La aeronave presentaba daños menores localizados en el alerón izquierdo y en las palas de la hélice indicativos de un impacto con el agua a baja velocidad. El tren de aterrizaje, que visualmente antes de la recuperación se apreciaba extendido, se comprobó que estaba bloqueado y la aeronave quedó apoyada sobre su propio tren tras su recuperación del mar.

En cabina se pudo comprobar que la palanca del tren estaba en su posición de tren arriba y correctamente alojada y que los disyuntores («circuit breakers») de los motores de las bombas de hidráulico del tren (señaladas como PUMP 1 y PUMP 2) estaban saltados. La manivela de extensión del tren en manual estaba guardada, la palanca de hélice estaba en la posición de «hacia delante», la posición de los flaps era 20° y el sistema de recogida de agua («scoop») estaba en manual. El disyuntor (GEAR ADV) asociado al aviso acústico del tren no estaba saltado.

Al lado del selector de recarga de agua había una pegatina con la palabra TREN escrita a mano.

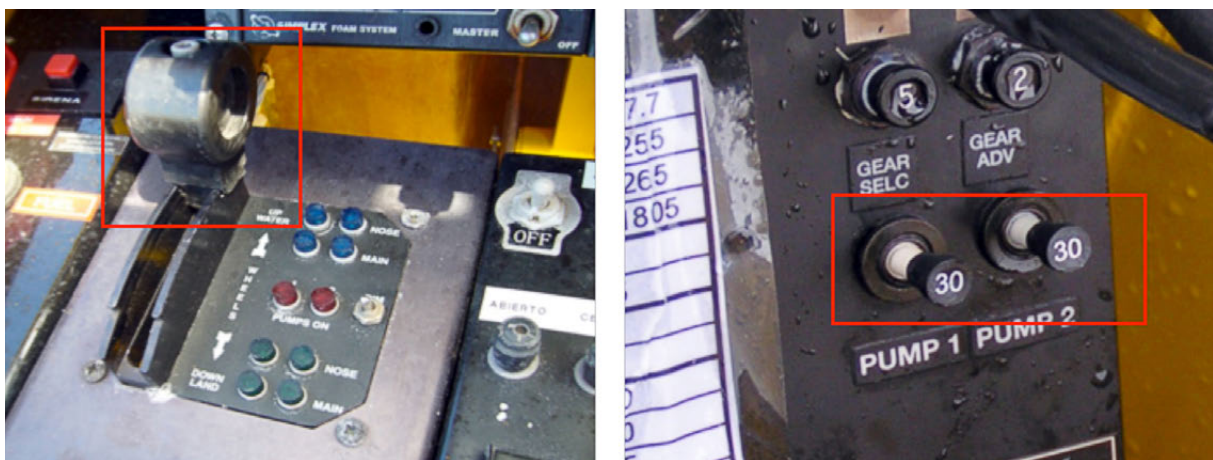


Figura 2. Posición de la palanca de tren en UP y disyuntores de las bombas del tren saltados

1.5. Ensayos e investigación

1.5.1. *Declaraciones*

Declaración del piloto

En su declaración inicial, el piloto indicó que después del despegue subió el tren y no volvió a actuar sobre la palanca del tren durante el resto del vuelo, ya que no era necesario hasta el aterrizaje. Despegó en la posición número 2, detrás de la otra aeronave. Por iniciativa propia y como medida de seguridad, los pilotos habían acordado leer las listas de comprobación de memoria y comprobarlas en voz alta en una frecuencia independiente. Él, por ir en segunda posición pudo comprobar visualmente la posición del tren de la aeronave en la posición número 1, pero no al contrario. Indicó que las luces estaban encendidas y que no sonó ningún aviso acústico.

En una declaración posterior declaró que no tenía claro si las luces del tren estaban encendidas pero sí estaba completamente seguro de haber subido el tren tras el despegue. Al principio del vuelo había tenido problemas con la radio (la otra aeronave no le recibía) que luego se solucionaron. Informó que aunque no estaba definido en los procedimientos, tenía como costumbre saltar los disyuntores de las bombas cuando preparaba los vuelos ya que las bombas se ponen en funcionamiento en cuanto se energiza la aeronave y son muy molestas.

Declaración del piloto de la aeronave que volaba delante

Los mecánicos realizan una revisión a primera hora el día y luego hacen ellos la pre-vuelo. Para la preparación de la cabina no realiza ninguna acción sobre los disyuntores de las bombas de hidráulico. Siempre actúa sobre la palanca del tren en cuanto termina el despegue y luego no vuelve a actuar sobre la misma hasta el final del vuelo. Despegó en primer lugar, hizo su descarga y supervisó la que realizó la aeronave EC-JLB sin notar que estaba el tren extendido. Según su opinión, se hubiese dado cuenta de si estaba el tren extendido porque la pata de morro se distingue incluso en el aire.

1.5.2. *Inspección del tren de aterrizaje*

Tras la recuperación de la aeronave del agua, se realizó una inspección visual del tren. No se apreciaban signos ni evidencias físicas de daños, roturas, deformaciones o rozamientos que pudiesen indicar algún problema físico en el mecanismo de extensión o retracción del tren. La palanca de accionamiento del tren en cabina no mostraba signos de holguras o posibles desplazamientos inadvertidos de su posición. Había líquido hidráulico en el sistema y no se detectaron signos de fugas o pérdidas de hidráulico. El aspecto general de la aeronave y del tren era bueno.

La posición física del tren era de abajo y bloqueado por completo y ningún elemento del tren había iniciado su movimiento hacia la posición de tren arriba. De hecho, la aeronave quedó apoyada sobre su propio tren tras su recuperación del agua.

Tras el accidente se realizaron pruebas al tren y se comprobó que el éste realizaba el ciclo de extensión y retracción de forma normal, y que las indicaciones tanto de tren arriba y bloqueado como de tren abajo y bloqueado se producían correctamente.

1.6. Información adicional

1.6.1. Información de la compañía

Según la información proporcionada por el operador y confirmada por los pilotos, las listas de comprobación que utilizan son las que contiene el manual de vuelo del fabricante y no existen listas adaptadas por la compañía. Estas listas ocupan un total de 7 páginas. Los ítems de cada procedimiento están sin numerar y el tamaño de la letra es de 7. Como regla general, la revisión previa al vuelo se realiza de acuerdo al Manual de Vuelo y es el piloto quien la lleva a cabo.

2. ANÁLISIS

El accidente de la aeronave EC-JLB durante la maniobra de amerizaje se produjo debido a que el tren de aterrizaje estaba extendido cuando debería haber estado replegado. En estas condiciones la reacción de la aeronave a capotar y quedarse flotando en posición invertida es una consecuencia esperable. Este tipo de sucesos son «típicos» de las aeronaves anfibas y muestra de ello son las advertencias en el manual de vuelo, en la cabina de pilotaje y los sistemas de aviso sobre la posición del tren que han sido diseñados específicamente para este tipo de aeronaves.

A excepción de la posición del tren y los disyuntores de las bombas de hidráulico, la selección de flaps, potencia, hélice y palanca del tren antes del amerizaje eran adecuados para la maniobra. Los daños mínimos en la aeronave son coherentes con una velocidad baja en la toma, acorde con la que requiere el amerizaje.

2.1. Posición del tren

La palanca del tren estaba encajada adecuadamente en la posición de tren arriba descartando cualquier movimiento de la palanca, bien por no estar correctamente alojada en su ranura o bien por actuación inadvertida del piloto. Se considera poco probable también que la posición de la palanca hubiese sido modificada por el piloto una vez en el agua, es decir, que hubiese estado en la posición de tren abajo y que la

hubiese cambiado antes de abandonar la aeronave. Una situación de estrés y peligro como es la inundación de la cabina y en posición invertida hace improbable que el piloto dedicara atención y tiempo a modificar la posición de ningún mando. Por lo tanto, se considera que antes de la toma de contacto en el agua la posición de la palanca del tren estaba en tren arriba tal y como se encontró.

Una de las posibilidades es que la palanca se hubiese colocado en la posición de tren arriba antes del amerizaje, pero sin tiempo suficiente como para realizar el ciclo completo del tren. Los motores de las bombas hidráulicas se habrían puesto a funcionar para mover el tren y el contacto con el agua de los motores en funcionamiento explicaría que los disyuntores se encontrasen saltados tras el accidente. Sin embargo el ciclo de retracción del tren, aunque no se hubiese completado, debería haberse al menos iniciado y, en el caso de la aeronave EC-JLB, ningún elemento del tren mostraba indicios de movimiento hacia la retracción. Por lo tanto, esta hipótesis, si bien explica la posición de los disyuntores y de la palanca del tren, no explica la posición del tren.

Según la declaración del piloto estaba completamente seguro de haber subido el tren tras el despegue porque es su práctica habitual y, una vez el tren arriba «te olvidas» en el sentido de que no es necesaria ninguna acción sobre él hasta volver a la base. Si el tren se hubiera retraído tras el despegue, el bloqueo mecánico habría mantenido el tren en esa posición, incluso aunque hubiese perdido todo el líquido hidráulico. Tras el accidente se comprobó que el tren no presentaba daños, roturas, roces o deformaciones que hubiesen indicado una extensión no comandada por problemas en el mecanismo de bloqueo. Los ciclos de extensión y retracción confirmaron que los bloqueos funcionaban correctamente. También se descartaron problemas de falta de presión en el sistema por fugas o pérdidas de hidráulico. Además, tras la inspección completa del sistema de flotadores un mes antes del accidente la aeronave operó 7 horas y 4 días sin aparecer problemas en la extensión y retracción del tren. Es decir, no existen evidencias de que el tren se hubiese desbloqueado, extendido y vuelto a bloquear por sí solo.

Descartada la posibilidad de que el tren estuviera retraído en el algún momento del vuelo, queda la posibilidad de que nunca llegara a retraerse físicamente y se mantuviera durante todo el vuelo en la posición de abajo y bloqueado. Ya que el sistema de retracción no mostraba indicios de problemas de funcionamiento, los disyuntores saltados desde el inicio del vuelo explicarían que el tren no presentara señales de inicio de movimiento hacia la retracción. Con los disyuntores saltados, el piloto actuó probablemente sobre la palanca del tren tras el despegue, como era su costumbre, pero el tren no modificó su posición porque las bombas estaban inhabilitadas.

El tren, por otra parte, no se ve desde cabina y tras el despegue el piloto no necesitaba hacer uso del sistema hidráulico hasta que estuviese en el agua para realizar la recarga. Por este motivo durante el vuelo no hubo ningún sistema que necesitara y le hubiese alertado del no funcionamiento de las bombas hidráulicas.

El piloto no reportó durante el vuelo ningún problema con otros equipos a bordo. El problema de recepción y emisión de la radio al principio del vuelo no está relacionado con el estado de los disyuntores. Sólo un fallo general en la barra de energía principal hubiese ocasionado un fallo conjunto y eso hubiese producido fallos en otros sistemas alimentados por la misma barra, por lo que se descarta el fallo eléctrico como origen del estado de los disyuntores de las bombas.

Por lo tanto, parece que con toda probabilidad los disyuntores estuvieron saltados desde el principio del vuelo debido a una actuación sobre los mismos del piloto durante la preparación del vuelo.

2.2. Indicaciones en cabina sobre la posición del tren

Si bien la posición del tren no es físicamente visible por el piloto, existen otros sistemas que ayudan y alertan sobre el mismo: las luces de indicación de tren y el sistema de aviso de posición del tren. Siempre existe algún grupo de luces encendidas: o bien las de tren arriba, o las de tren abajo o las de bombas en funcionamiento. En el vuelo del accidente, aunque las bombas no funcionasen, las luces verdes de tren abajo debieron estar encendidas durante todo el vuelo, siendo las de las bombas las que no se encendieron en ningún momento por la posición de los disyuntores. Las pruebas del tren tras el incidente mostraron que las indicaciones tanto de tren arriba como de tren abajo se producían correctamente y descartaron problemas relacionados con la indicación en cabina.

Además de las luces, el sistema de aviso de la posición del tren estaba operativo ya que no se produjo ningún fallo de alimentación eléctrica y el disyuntor del sistema no estaba saltado, es decir, el sistema debió funcionar en el vuelo del accidente por lo que el piloto debió recibir el aviso acústico de «GEAR IS DOWN FOR RUNWAY LANDING» y visualmente ver que el indicador luminoso se encendía.

Como conclusión, no se ha encontrado ningún indicio de inoperatividad en los sistemas visuales y acústicos de indicación de la posición del tren, por lo que debieron estar operativos durante el vuelo del accidente.

2.3. Listas de procedimientos y ejecución

Las listas de procedimientos utilizadas por el operador son las que el fabricante tiene en su manual de vuelo. Estas listas no incluyen los chequeos de sistemas adicionales como son el de aviso acústico de la posición del tren, que precisa de una serie de chequeos antes del vuelo. Por este motivo, se emite una recomendación al operador para que incluya en las listas de chequeo de cada aeronave los sistemas específicos que lleva a bordo. Por otra parte, el diseño de las listas se considera poco adecuado en cuanto a tamaño de la letra y falta de numeración de acciones para poder ejecutarlas de forma fácil en vuelo.

La posición de los disyuntores de las bombas debería haber sido detectada por el piloto antes del despegue como parte de la ejecución de la lista previa al arranque del motor. Una vez en vuelo la ejecución de las listas de comprobación debería haber permitido detectar, en tres ocasiones, que la indicación visual de la posición del tren era inadecuada para el amerizaje.

Probablemente, el hecho de que la palanca del tren estuviese en la posición adecuada hizo que el piloto no prestase tanta atención a las indicaciones luminosas, confiando en que el tren estaría bien posicionado ya que la palanca lo estaba. La operación no necesita actuar sobre el tren una vez subido tras el despegue, por lo que es fácil disminuir la atención sobre este sistema y centrarse en las actividades propias del incendio.

La desconexión de los disyuntores de las bombas antes del despegue, como práctica para evitar el ruido de las bombas durante la preparación del vuelo, no está incluida en los procedimientos del fabricante ni del operador, y constituye una práctica personal del piloto. Aún así, la ejecución íntegra de las listas habría alertado sobre el estado incorrecto de los disyuntores.

Por último, el hecho de que en tres ocasiones no se detectasen las indicaciones luminosas indica que la ejecución de las listas no se realiza como mínimo, de forma íntegra. Y en este sentido se emite una recomendación al operador para que refuerce la formación a sus pilotos sobre la necesidad de ejecución de las listas de comprobación de forma escrupulosa y metódica. Por otra parte, se considera necesario que el operador valore si la razón de la no ejecución de las listas es porque el diseño y contenido de las listas facilita poco su ejecución.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- El piloto contaba con todas las habilitaciones y permisos necesarios para realizar la actividad de extinción de incendios.
- El piloto tenía más de 2.000 h de vuelo y se dedicaba, de forma continua, a la extinción de incendios.
- La actividad del piloto con el AT802A era de 157 h, habiendo volado 7 h en el último mes con este modelo de aeronave.
- La aeronave contaba con todas las licencias y autorizaciones necesarias para realizar actividades de extinción de incendios.
- Un mes antes del accidente la aeronave había pasado una revisión anual y de 100 h.
- El piloto había volado 7 h con la aeronave del accidente después de la última revisión.
- La aeronave amerizó con una velocidad adecuada.
- La aeronave amerizó con el tren de aterrizaje extendido.

- La palanca del tren estaba en la posición de tren arriba bien colocada en su alojamiento.
- Los dos disyuntores de las bombas de hidráulico estaban saltados.
- Las indicaciones visuales y acústicas relacionadas con la posición del tren no mostraron problemas de funcionamiento.
- El sistema de retracción y extensión y bloqueo del tren no mostraba problemas de funcionamiento.
- La cantidad de líquido hidráulico en el depósito era correcta.
- Las listas de comprobación no se ejecutaron de forma completa durante el vuelo, al menos en cuatro ocasiones.
- Las listas de chequeo del operador no incluían la revisión del sistema de aviso acústico de posición del tren, por ser un sistema adicional.

3.2. Causas

La aeronave EC-JLB realizó la maniobra de amerizaje con el tren extendido debido posiblemente a una actuación, no indicada en las listas de chequeo, sobre los disyuntores de las bombas de hidráulico para evitar el ruido que producen en cabina durante la preparación del vuelo. Esto dejó inoperativo al tren que, durante todo el vuelo, permaneció en la posición de abajo y bloqueado. Ni el estado de los disyuntores ni las indicaciones visuales de tren abajo y bloqueado fueron detectados por el piloto durante el vuelo, debido a una incompleta ejecución de los procedimientos.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 38/12. Se recomienda a SAETA (Servicios Aéreos Europeos y Tratamientos Agrícolas), como responsable de la operación, y en cuanto a las listas de verificación que:

- Refuerce la formación a sus pilotos sobre la necesidad de ejecución de las listas de verificación como elemento de seguridad que ayuda a asegurar que la configuración de la aeronave es la correcta, teniendo en cuenta además que es una operación para un único piloto.
- Realice un análisis sobre la idoneidad de las listas que utiliza como posible causa de la no ejecución completa y rutinaria de las mismas durante las operaciones. La revisión debería valorar, al menos aspectos como el tamaño de letra, numeración de tareas y cantidad de tareas en cada lista.
- Adapte las listas de verificación al equipamiento adicional instalado a bordo de cada aeronave. En concreto, respecto a la aeronave EC-JLB deberían incluirse las comprobaciones previas a la operación del sistema de aviso de la posición del tren.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 21 de julio de 2011, 8:58 h local¹
Lugar	Deltebre (Tarragona)

AERONAVE

Matrícula	EC-EIZ
Tipo y modelo	AIR TRACTOR AT-401
Explotador	Avialsa T-35, S.L.

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY R-1340-AN1
Número de serie	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	58 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	18.159 h
Horas de vuelo en el tipo	1.653 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Fumigación
Fase del vuelo	Vuelo a baja altura – Fumigando

INFORME

Fecha de aprobación	19 de septiembre de 2012
---------------------	---------------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El jueves 21 de julio de 2011, la aeronave EC-EIZ Air Tractor AT-401 estaba realizando trabajos de fumigación aérea en la zona del Delta del Ebro. Operaba desde la pista eventual de Playa Serrallo² y ese día había iniciado su actividad a las 06:41 h realizando vuelos cortos de 16 minutos de duración media.

En el séptimo vuelo del día la aeronave despegó a las 08:45 h y durante el vuelo notó que el movimiento del mando de gases no se transmitía al motor y que éste perdía potencia, por lo que tuvo que realizar un aterrizaje de emergencia fuera de campo. El aterrizaje se produjo a las 08:58 h, 13 minutos después del despegue. La aeronave aterrizó sin problemas en un camino de tierra de aproximadamente 4 m de ancho, aunque en la última fase de la carrera de aterrizaje se desvió y cayó a una acequia colindante.



Figura 1. Estado de la aeronave EC-EIZ tras el incidente y camino donde aterrizó

² La pista de Playa Serrallo es un camino de tierra en la playa. No existen instalaciones de ningún tipo.

El piloto abandonó la aeronave por sus propios medios y no sufrió daños personales. La aeronave quedó con medio motor sumergido en la acequia.

Las condiciones meteorológicas durante todos los vuelos fueron buenas, con viento inferior a 5 kt y visibilidad mayor a 10 km, según la declaración del piloto.

1.2. Información personal

El piloto, perteneciente al operador Avialsa, tenía una experiencia de más de 18.000 h y más de 1.600 h en el tipo. Había volado 42 h en los últimos tres meses, 12 h en el último mes y 3 h en la última semana. El día anterior había tenido descanso. El libro de vuelos de la aeronave muestra que a partir del 18 de abril de 2011 el piloto voló casi con exclusividad la aeronave EC-EIZ.

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave EC-EIZ, Air Tractor AT-401, acumulaba 841 h en el momento del accidente. El motor instalado era Pratt&Whitney R1340-AN1 y tenía 5.413 h totales desde nuevo. Todos los permisos eran válidos y estaban en vigor en el momento del incidente y la aeronave estaba autorizada para realizar la actividad.

La aeronave era propiedad de la empresa Tratamientos Aéreos Agrícolas Perán y, en el momento del incidente, estaba arrendada por la empresa Avialsa T-35 entre el 18 de abril de 2011 y el 31 de octubre 2011. El alquiler se limitaba exclusivamente a la aeronave ya que el piloto iba a ser parte de la plantilla de Avialsa.

El propietario tenía contratado el mantenimiento y la gestión del mantenimiento de la aeronavegabilidad de sus aeronaves a la empresa Aeronáutica Delgado. Para el mantenimiento de la aeronave AT-401, Aeronáutica Delgado contaba con una aprobación como organización de mantenimiento de acuerdo a la subparte F de la parte M³ desde diciembre de 2009, y para la gestión del mantenimiento de la aeronavegabilidad contaba con una aprobación de acuerdo a la subparte G de la parte M desde octubre de 2009.

Durante el periodo de arrendamiento con Avialsa y según el contrato de arrendamiento entre Avialsa y Tratamientos Aéreos Agrícolas Perán⁴, el responsable del mantenimiento de la línea y de la operación y de la aeronavegabilidad continuada seguía siendo Aeronáutica Delgado.

³ Del Reglamento (CE) N.º 2042/2003 de la Comisión de 20 de noviembre de 2003 modificado por el Reglamento (CE) N.º 1056/2008. Véase apartado 1.5.

⁴ Estipulaciones tercera, octava y novena del contrato de arrendamiento.

1.3.1. *Últimas acciones de mantenimiento de la aeronave*

El mantenimiento de la aeronave abarca dos periodos diferenciados. El primero desde que el propietario compró la aeronave en diciembre de 1994 hasta octubre de 2009. El segundo desde octubre de 2009, tras la entrada en vigor del Reglamento 2042/2003, a partir del cual lo realizaba la empresa Aeronáutica Delgado, autorizada para realizar el mantenimiento al Air Tractor 401. El mantenimiento realizado durante los dos años previos al incidente fue el que se relaciona a continuación:

- **8 de mayo de 2009.** Instalación del motor en la aeronave.
El motor acumulaba 5266 horas totales y se instalaba con 4 h desde la revisión general (overhaul). La aeronave acumulaba 696 h. Esta acción estaba registrada en el libro de aeronave con un certificado de entrada en servicio (release to service) firmado por el propietario de la aeronave, que además de piloto era técnico de mantenimiento con una licencia de mantenimiento. La fecha en que se realizó esta acción era antes de la fecha límite (28 de septiembre de 2009) de entrada en vigor del Reglamento 2042/2003. En el certificado de entrada en servicio no constaba ninguna referencia a haberse realizado bajo el amparo de ninguna organización de mantenimiento, sólo constaba la descripción de la acción y el número de licencia, nombre y firma del mecánico.
- **11 de mayo de 2010.** Revisión de 50, 100 h y anual e instalación de la hélice.
La aeronave tenía 758 h y el motor 66 desde la revisión general y este mantenimiento fue realizado por Aeronáutica Delgado.
- **14 de mayo de 2011.** Revisión de 25, 50, 100 horas y anual.
La aeronave tenía 806 h. El tiempo total del motor eran 5.378 h y desde la última revisión general (overhaul) habían pasado 114 h. Esta revisión se realizó en Castellón, ya que estaba dentro del periodo de arrendamiento por Avialsa, y para realizarla se desplazó personal de la organización de mantenimiento Aeronáutica Delgado.
- **29 de junio de 2011.** Revisión de 25 h.
La aeronave tenía 829 h. Esta revisión se realizó en la pista eventual de Deltebre desde la que operaban y para ella se desplazó personal de la organización de mantenimiento Aeronáutica Delgado.

El 26 de Julio de 2011, cinco días después del incidente, la aeronave retomó su actividad en la campaña.

1.3.2. *Acciones de mantenimiento sobre la unión del mando de gases al carburador*

De acuerdo con el manual de mantenimiento, las acciones de mantenimiento a realizar sobre la unión de los mandos de vuelo al carburador son las siguientes:

- En la instalación del motor o durante una revisión general (overhaul) del mismo se realiza la conexión de los mandos al carburador y el ajuste de los mismos.
- En la inspección anual se comprueba la seguridad de las conexiones del mando de gases al carburador⁵.
- En la revisión de 100 h se inspecciona la seguridad de las uniones de los mandos de control⁶.
- En las revisiones de 50 y 25 h no se incluye ninguna inspección al carburador ni a la unión de los mandos de control sobre él.

Además de estas acciones programadas, se pueden realizar acciones sobre el ajuste del mando de gases al carburador en el caso de que durante la operación los pilotos informen sobre problemas como por ejemplo falta de potencia o de respuesta del motor. De acuerdo con la información proporcionada por el mantenedor, no se había realizado ninguna acción de mantenimiento, aparte de las inspecciones periódicas, originado por ningún problema detectado por los pilotos. Según el operador habitual, no existe constancia por escrito de discrepancias o problemas reportados por los pilotos.

El operador durante la campaña, Avialsa, no tenía constancia escrita de ningún reporte de sus pilotos de problemas durante la operación que hubiese requerido ninguna acción de mantenimiento sobre el carburador, así como tampoco tenían constancia de haber realizado ninguna acción de mantenimiento sobre la aeronave. Igualmente, la organización de gestión del mantenimiento, Aeronáutica Delgado, no tenía constancia de que se hubiese realizado ninguna acción sobre la aeronave, aparte de las revisiones programadas, y no había recibido por parte de Avialsa ninguna petición a este respecto.

1.3.3. Descripción del sistema de mando de gases

El movimiento de la palanca de gases desde cabina se transmite al motor por medio de un cable unido a una bieleta. Esta bieleta se ajusta al eje del carburador de tal manera que el movimiento de la bieleta produce el movimiento de la mariposa del carburador. La bieleta se asegura al eje del carburador mediante una tuerca almenada y un pasador de seguridad que se hace pasar por un orificio que existe en el eje. La función del pasador de seguridad es fijar la posición de la tuerca y mantener solidarios los movimientos entre el mando y el eje del carburador (ver figura 2).

El pasador de seguridad es un filamento doblado por la mitad que se instala manualmente, haciéndolo pasar por el orificio del eje del carburador. Después los dos extremos se doblan hacia fuera en direcciones opuestas abrazando uno el extremo del eje y otro a la tuerca almenada (ver figura 2).

⁵ Fuel system. Item 10. Annual: Inspect throttle and mixture control rods for cracks and wear at fairleads. Check security of connections to quadrant, bellcranks and carburetor. Check smoothness of operation and full travel between stops on carburetor.

⁶ Engine and Mount. Item 4. (100): Inspect all control linkages for security and correct travel. Remove excessive play by adjusting the threaded sections of each control rod.

1.4. Ensayos e investigación

1.4.1. Declaraciones

El piloto en su declaración indicó que antes del inicio de los vuelos había repostado combustible AVGAS 100LL hasta su máxima capacidad y que en el momento del incidente tenía combustible remanente ya que había volado 1 hora 54 minutos y la autonomía de la aeronave era de 3 horas y 20 minutos. El piloto describió el suceso como que el movimiento de la palanca de gases no tenía efectividad en el motor: aplicó gases a fondo y paso de la hélice adelante y el motor aceleró sólo hasta 20 pulgadas⁷ cuando lo normal serían 36 pulgadas y las revoluciones de la hélice se quedaron en 1600 rpm cuando lo normal serían 2.250 rpm. La presión de combustible y la presión y temperatura del aceite estaban en el rango verde. Accionó la bomba de combustible sin apreciar mejoría. Después de estas comprobaciones el piloto accionó la descarga por emergencia del producto restante en la tolva (aproximadamente 350 litros) y se dirigió a la pista más cercana perdiendo paulatinamente altura debido a la poca potencia del motor.

Al acercarse a la pista observó que había un avión ocupándola. Estimó que no tenía posibilidad de realizar una espera por la poca altura y potencia y decidió aterrizar en un camino cercano. Antes del contacto cortó la mezcla. Trató de mantener la aeronave en el camino pero debido al mal estado del firme se salió del camino cayendo a la acequia de forma suave y a poca velocidad.

En una entrevista posterior, el piloto informó que unos días antes había habido un problema durante la prueba de magnetos, que se había llevado a revisar y que lo habían arreglado realizando el cambio de un rodamiento.

1.4.2. Inspecciones

La aeronave sufrió daños en el extremo del ala, una de las palas de la hélice, el alerón izquierdo y en el motor por haber estado sumergido en el agua de la acequia. Todos los daños fueron producidos como consecuencia de la salida del camino en el que aterrizó. El avión se retiró de la acequia por medio de una grúa y se inspeccionó allí. Los depósitos derecho e izquierdo tenían combustible. No había indicios de fugas de aceite ni de ningún otro fluido.

La inspección del mando de gases (véase figura 2) tras la recuperación de la aeronave permitió detectar que la tuerca (P/N AN310-5) que unía el mando de gases, a través de

⁷ El término «acelerar» hace referencia al valor de la presión de admisión.

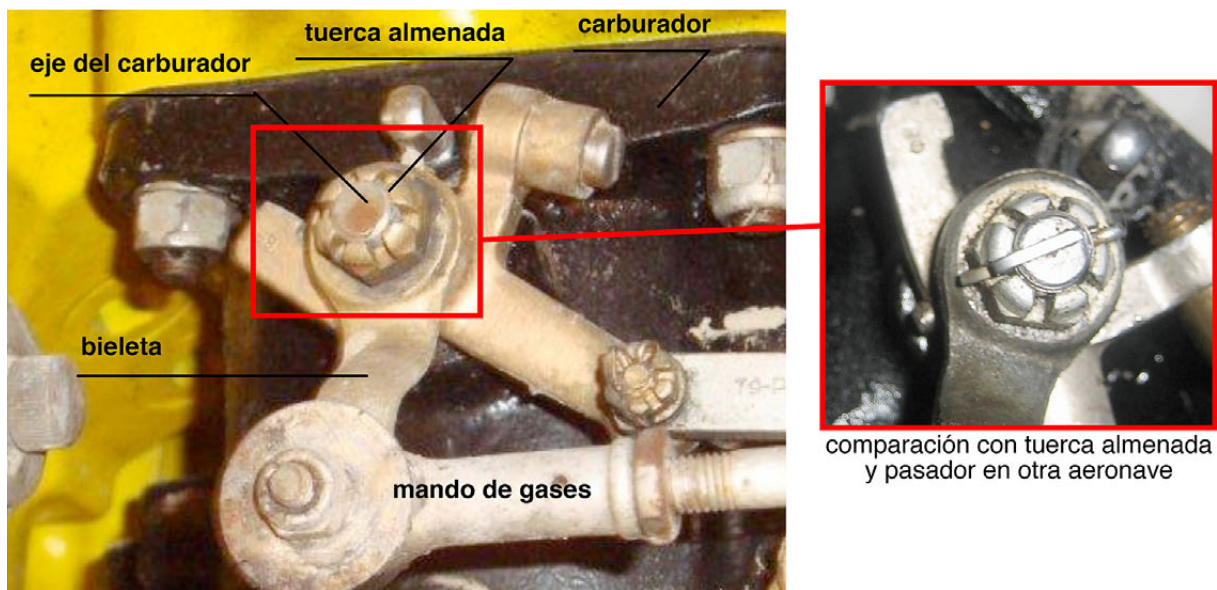


Figura 2. Posición y estado de la unión mando de gases al carburador tras el incidente

una bieleta, al carburador (Bendix/Stromberg P/N NA-Y9E1 S/N 5829094) no estaba bien apretada y que faltaba el pasador de seguridad (P/N MS24665-132) de unión del mando de gases al carburador.

Se comprobó visualmente que el movimiento del mando de gases desde cabina no se transmitía al carburador. Los estriados de la bieleta, de la tuerca y del eje estaban en buenas condiciones. No se apreciaban indicios de deformaciones, ovalizaciones o marcas de rozamiento en ninguna de los elementos. El orificio donde debiera estar el pasador también presentaba un estado adecuado y no había restos del pasador en el mismo ni en ninguna otra parte del motor. Se apretó manualmente la tuerca y se comprobó que, incluso sin pasador, se transmitía el movimiento de la palanca de gases al carburador.

1.4.3. *Vuelos previos al incidente*

El libro de vuelos de la aeronave muestra que el día 6 de julio la aeronave se desplazó hasta el aeródromo de Castellón desde la pista de Playa Serrallo desde donde operaba. En Castellón estuvo 10 días, hasta el 16 de julio, y ese día el propietario de la aeronave que también era piloto y mecánico, voló el avión desde Castellón hasta la pista eventual de Deltebre. Allí el piloto habitual de Avialsa durante de la campaña volvió a operarlo hasta el día del incidente.

En el libro de vuelos, durante la campaña con Avialsa aparecen un total de 8 vuelos de traslado desde las pistas de trabajo hasta Castellón, uno de las cuales fue para hacer la revisión de mantenimiento de 25, 50, 100 h y anual por el mantenedor.

1.5. Información adicional

1.5.1. *Mantenimiento y mantenimiento de la aeronavegabilidad para trabajos aéreos*

La normativa que regula el mantenimiento de aeronaves dedicadas a trabajos aéreos es el Reglamento (CE) N.º 2042/2003 de la Comisión de 20 de noviembre de 2003⁸ que fue modificado por el Reglamento (CE) N.º 1056/2008. Este reglamento diferencia por un lado el mantenimiento y por otro el mantenimiento de la aeronavegabilidad. Para el caso de la aeronave EC-EIZ, dedicada a trabajos aéreos (no transporte aéreo comercial) y de menos de 5.700 kg, la normativa establece que:

- El mantenimiento se realice por una organización homologada de acuerdo a la subparte F de la sección A de la Parte M o de acuerdo a la Parte 145. Aeronáutica Delgado, para el mantenimiento del AT401, estaba autorizado de acuerdo a la subparte F de la sección A de la Parte M. Para otro tipo de aeronaves estaba autorizado de acuerdo a la Parte 145.
- El mantenimiento de la aeronavegabilidad se realice por una organización homologada de conformidad con la subparte G de la sección A de la parte M.

La subparte F de la sección A de la Parte M (Anexo I del Reglamento 2042/2003) define:

- La necesidad de realizar inspecciones independientes después de tareas de mantenimiento sensibles para la seguridad. (M.A.611 Normas de mantenimiento M.A.402 realización del mantenimiento)⁹.
- La necesidad de definir procedimientos que especifiquen la forma en que se garantizan las inspecciones independientes y el resto de cumplimiento de requisitos definidos en la norma (M.A.604).
- La necesidad de definir un plan de acción correctiva ante la ocurrencia de una incidencia de nivel 1, como es el caso del incidente, en el que un incumplimiento de un requisito de la Parte M ha puesto en peligro la seguridad del vuelo (M.A.619).

La subparte G de la sección A de la Parte M (Anexo I del Reglamento 2042/2003) define:

- La necesidad de que la organización aprobada de gestión del mantenimiento cree y supervise el programa de mantenimiento, gestione la aprobación de

⁸ Reglamento (CE) N.º 2042/2003 de la Comisión de 20 de noviembre de 2003 sobre el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves y productos aeronáuticos, componentes y equipos y sobre la aprobación de las organizaciones y personal que participan en dichas tareas. El Anexo I es la Parte M. El Anexo II es la parte 145.

⁹ Para las organizaciones aprobadas de acuerdo a la Parte 145, este requisito equivale al 145.A.65(b)(3) y AMC145.A.65(b)(3) Política de seguridad y calidad, procedimientos de mantenimiento y sistema de calidad. Este requisito establece que para aquellas tareas de mantenimiento sobre sistemas críticos (como, por ejemplo, las que afectan a controles de vuelo, motores, hélices y rotores) se deben establecer procedimientos para detectar errores humanos en dichas tareas y evitar que la misma persona que realiza una tarea de mantenimiento sobre sistemas críticos sea la misma que lo inspecciona o si es así que se realice en fases distintas.

modificaciones y reparaciones y garantice que todo el mantenimiento se realiza de acuerdo con el programa de mantenimiento (M.A.708).

- La organización deberá supervisar que todo el mantenimiento contratado se está llevando de acuerdo a lo estipulado en el contrato (M.A.712).
- Cuando la gestión del mantenimiento de la aeronavegabilidad se transfiera, los registros deberán transferirse a la nueva organización (M.A.714.f).

La subparte F y G de la sección B de la Parte M (Anexo I del Reglamento 2042/2003), describe los procedimientos para las autoridades competentes y define:

- La necesidad de que todas las organizaciones de mantenimiento y gestión del mantenimiento de la aeronavegabilidad se auditen a intervalos no superiores a 24 meses (M.B. 604 y M.B.704).
- La necesidad de que si durante las auditorías o por otros medios se detecten pruebas de disconformidad con los requisitos de la parte M, la autoridad deberá tomar medidas que variarán en función de la incidencia. En el caso de incidencias de nivel 1, afectan a la aprobación de las organizaciones (M.B.605 y M.B.705).

1.5.2. *Cumplimiento de los requisitos de la parte M por parte del mantenedor*

Aeronáutica Delgado tenía aprobado un Manual de Organización de Mantenimiento de acuerdo a la Subparte F. En la Parte D (4), Procedimientos de Trabajo, 4.6. Release to Service - Supervisión, 4.6.3. Control de la tarea, define que:

«Si la tarea admite inspección posterior, el control de la tarea podrá realizarse de dos formas:

- El mecánico encargado finaliza la tarea, y un segundo mecánico que sea certificador para dicha tarea la verifica, apareciendo ambas firmas en el reporte de la tarea o tarjeta de trabajo.
- Si el mecánico es certificador para esa tarea podrá realizar él mismo un autocontrol. Para ello, el procedimiento será ir rellenando los distintos bloques que forman las fichas de trabajo. Al finalizar cada bloque realiza una autoinspección de todo el bloque como chequeo y firmará en la columna de inspeccionado.»

En el caso de las revisiones realizadas previas al incidente, de fecha 29 de junio y 14 de mayo, las fichas de trabajo muestran que la doble inspección se realizó de acuerdo al segundo método, y un sólo mecánico, acreditado como personal certificador número 2 de la empresa en su Manual de Operaciones de Mantenimiento, realizó la tarea y luego la inspeccionó.

Respecto al cambio del motor, no se ha podido obtener copia de las órdenes de trabajo ni ninguna otra información excepto la contenida en el certificado de aptitud para el

servicio en el libro de vuelos, debido a que fue anterior a la aplicación obligatoria de la parte M.

La Oficina de Seguridad de Vuelo (OSV) de Sevilla realizó una auditoría tanto a la organización de mantenimiento como a la organización de gestión del mantenimiento de la aeronavegabilidad a Aeronáutica Delgado en diciembre de 2011, a los dos años de su aprobación, en la cual se detectaron disconformidades no relacionadas con el incidente. Ni la organización de mantenimiento ni la de gestión del mantenimiento de la aeronavegabilidad habían informado del incidente de la aeronave EC-EIZ a la OSV ni realizado ningún plan de acción correctora tras el mismo. La OSV no tenía constancia de antecedentes o problemas similares al ocurrido en el incidente.

2. ANÁLISIS

La inspección de la aeronave tras su recuperación de la acequia mostró que había combustible en los tanques y que los problemas de falta de potencia descritos por el piloto estaban relacionados con la imposibilidad de transmisión de mando desde cabina al carburador debido a la inexistencia de un pasador de seguridad.

La ausencia de marcas de rozamiento o deformaciones en la inspección visual tras el incidente permitió descartar instalaciones forzadas entre ninguna de las piezas. Los hilos de rosca tanto del eje como de la tuerca estaban en buenas condiciones mostrando un ajuste correcto entre ambas. La ausencia de ningún fragmento del pasador de seguridad descarta la posibilidad de que se hubiese instalado un pasador reutilizado y que al doblar reiteradamente el pasador se hubiese debilitado alguna patilla y se hubiese desprendido. En este caso, el resto del pasador, unido mediante el otro extremo hubiese permanecido en su posición y se habría encontrado tras el incidente.

La declaración del piloto describiendo que el motor, a pesar de la posición de la palanca de gases a máxima potencia, aceleraba en muy poca medida se explica por el escaso ajuste que la tuerca ejercía entre la bieleta del mando y el eje del carburador, debido a que se estaba desenroscando. Las pruebas tras apretar la tuerca a mano indicaban que el movimiento de la palanca se transmitía al carburador incluso sin pasador y que los problemas de mando tenían su origen en la inexistencia del pasador y no en ningún otro elemento del sistema de transmisión del mando de gases.

Con la tuerca enroscada y apretada es posible la operación del motor, ya que hasta que la tuerca no empieza a desenroscarse no se pierde la efectividad del mando. Cuando la tuerca se desenrosca, esta conexión con el carburador se pierde y no es posible controlar el suministro de combustible al motor. Esta es la razón por la que se instala el pasador de seguridad.

Operación sin el pasador de seguridad o con un pasador inadecuado

El número de horas que se pueden realizar hasta que la tuerca modifica su posición inicial dependerá del apriete que se le dio en la instalación y de la operación de la aeronave (vibración, perfiles de vuelo). En este sentido, la aeronave está considerada como una aeronave con vibración y la actividad que desarrollaba, la fumigación, requería vuelos cortos, de unos 15 minutos de duración, con continuos aterrizajes y despegues y modificaciones de la palanca de gases de una forma frecuente. Por lo tanto, se considera que la operación de la aeronave EC-EIZ propiciaba que la tuerca se aflojara antes que en otra aeronave con el mismo número de horas pero que realizara otro tipo de operación.

No se conocen estudios que permitan establecer una estadística del número de horas que habría aguantado una tuerca sin pasador de frenado. Como referencia, la CIAIAC investigó en el año 2010 un accidente ocurrido a la aeronave EC-DAB, en la que a las 27 h de operación la aeronave perdió por completo la tuerca que unía el mando de gases a la bieleta .

De acuerdo con el historial de mantenimiento de la aeronave, la última manipulación del pasador de seguridad fue durante la instalación del motor en mayo de 2009, dos años antes del incidente. En este momento, se debió apretar la tuerca e instalar el pasador de seguridad. Desde ese momento hasta el incidente, la aeronave había volado un total de 149 h. Si bien no existen referencias válidas para poder valorar este número de horas, se considera que es valor elevado para que la tuerca hubiese aguantado sin desprenderse por completo o no haber dado problemas de ajuste antes, en el caso de que durante la instalación del motor se hubiese olvidado el pasador de seguridad.

Tras la instalación del motor, se realizaron dos revisiones de 100 h y anual en las que se incluye, específicamente, la inspección de la transmisión y conexiones del sistema de mando de gases al motor, y específicamente, debería haberse comprobado que existía el pasador de seguridad que faltaba en el momento del incidente. La última de estas inspecciones se produjo 35 h antes del incidente. Las órdenes de trabajo de estas inspecciones muestran que esta tarea se realizó de acuerdo a los procedimientos de la organización y de acuerdo a las dobles inspecciones que establece la norma para tareas de mantenimiento sensibles. Del cambio de motor no se ha tenido acceso a las órdenes de trabajo por lo que no se puede confirmar documentalmente en qué condiciones se realizó el mismo. En el caso de que durante la instalación del motor se hubiese olvidado el pasador, debería haberse detectado en las dos revisiones posteriores por parte del mantenedor.

Como conclusión, la posibilidad de un olvido de instalación del pasador durante el montaje del motor hubiese originado una operación en estas condiciones durante 147 h, algo que parece poco probable aunque no se puede descartar, y además, a pesar de que consta como revisado en las órdenes de trabajo, debería haber pasado inadvertido por la organización de mantenimiento en dos revisiones.

Otra posibilidad es que durante la instalación del motor se instalase un pasador de otro P/N que se hubiese soltado o desaparecido durante la operación. Esta opción debería haberse podido detectar, al igual que la situación anterior, en las dos revisiones de 100 h y anual que realizó el mantenedor entre la instalación y el incidente.

No existe registro alguno de ninguna otra acción de mantenimiento sobre la aeronave, y en concreto sobre el sistema de gases, que justificara una acción sobre el mismo más cercano en el tiempo y en número de horas de operación al incidente. Ni el centro de gestión del mantenimiento de la aeronavegabilidad, ni el mantenedor, ni el operador tenían constancia de reportes de pilotos que hubiesen motivado alguna acción de mantenimiento fuera de las revisiones programadas.

Es decir, desde el punto de vista de los registros documentales de mantenimiento, o bien la aeronave voló 147 h sin pasador de seguridad sin ser detectado en dos ocasiones, o si desapareció o se instaló un pasador incorrecto tampoco fue detectado en las inspecciones posteriores.

Acciones de mantenimiento no documentadas

Otra posibilidad es que se realizara alguna acción de mantenimiento sobre el sistema de gases y no quedase registrada, más cercana al momento del incidente que 147 h y que explicaría de una forma más factible el incidente.

En la declaración del piloto durante la campaña con Avialsa dijo recordar que le habían realizado alguna acción sobre las magnetos. Esta opción no ha podido ser confirmada y, documentalmente, ni Avialsa ni el gestor del mantenimiento Aeronáutica Delgado, tenían constancia de esta acción. Si bien existe un periodo de 10 días durante el cual la aeronave se desplazó a Castellón y que coincide con la declaración del piloto, no hay constancia escrita de que en ese momento se le realizara algo a la aeronave. Casualmente el propietario, tras este periodo, desplazó el avión hasta la pista eventual de trabajo, por lo habría tenido alguna noticia sobre ello y, en este caso, no se explica que no hubiese informado a Aeronáutica Delgado. Avialsa, por su parte, que no era responsable del mantenimiento, en el caso de haberlo realizado para no perder operatividad en el servicio, cuyos costes sí le repercutirían a él, lo habría reportado a Aeronáutica Delgado para recuperar el coste de ese mantenimiento. En cualquier caso, las acciones sobre la magneto no necesitan del desmontaje sobre el sistema de gases.

Como conclusión, no se ha podido determinar con certeza si el pasador o bien no se instaló o se instaló uno inadecuado dos años antes del incidente y no fue detectado durante dos inspecciones, o bien, que se hiciesen acciones de mantenimiento no registradas sobre la aeronave en una de las cuales, se produjo el olvido del pasador de seguridad.

Tras el incidente, se detectó que ni el centro de mantenimiento ni el gestor del mantenimiento de la aeronavegabilidad habían tomado ninguna acción respecto a esta incidencia. De hecho durante la auditoría que realizó la Oficina de Seguridad de Vuelo número 2 meses después del incidente no mencionaron el incidente que habían tenido ni el problema de mantenimiento. Existen responsabilidades establecidas por la norma respecto al tratamiento de incidencias de nivel 1 como es este caso. Se considera necesario que, tanto el centro de mantenimiento como el centro de gestión del mantenimiento de la aeronavegabilidad, valoren la necesidad de mejorar el sistema de tratamiento de este tipo de incidencias incluyendo la comunicación de estos eventos a la Oficina de Seguridad de Vuelo número 2 de Sevilla.

3. CONCLUSIONES

3.1. Conclusiones

- El piloto contaba con todas las habilitaciones y permisos necesarios para realizar la actividad que estaba realizando.
- La aeronave estaba arrendada por Avialsa durante 6 meses.
- El piloto era personal de Avialsa.
- El mantenimiento y el mantenimiento de la gestión de la aeronavegabilidad era responsabilidad de Aeronáutica Delgado.
- Aeronáutica Delgado estaba autorizada para realizar ambas actividades.
- La aeronave no tenía instalado un pasador de seguridad.
- Documentalmente no existe ninguna acción, salvo las inspecciones, sobre el pasador desde la instalación del motor dos años antes (149 h antes del incidente).
- La aeronave había pasado dos revisiones, la última 35 h antes del incidente, en las que se comprueba la existencia y estado del pasador de seguridad que faltaba.
- No se han facilitado las órdenes de trabajo de la instalación del motor.
- Las órdenes de trabajo de las dos revisiones posteriores a la instalación del motor incluyen la verificación del pasador.
- No se ha podido confirmar ninguna acción de mantenimiento no documentada sobre la aeronave, ni antes ni durante la campaña con Avialsa.

3.2. Causas

La causa del incidente de la aeronave EC-EIZ fue que no se transmitía el movimiento de la palanca de gases al carburador a consecuencia de que la tuerca de unión estaba floja y desenroscada. El estado en que se encontraba la tuerca era debido a la inexistencia del pasador de seguridad. La investigación no ha podido determinar la causa de la inexistencia del pasador, pudiéndose haberse perdido o no haberse instalado.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 39/12. Se recomienda a la compañía operadora Avialsa T-35 que asegure la necesaria continuidad y trazabilidad en la contratación y ejecución del mantenimiento por sus organizaciones contratadas.

REC 40/12. Se recomienda a Aeronáutica Delgado, como organización responsable de la gestión del mantenimiento de la aeronavegabilidad y como organización responsable del mantenimiento de la aeronave EC-EIZ, que mejore el cumplimiento del tratamiento y corrección de las incidencias de nivel 1 producidas en su organización.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo 28 de agosto 2011, 12:00 h¹
Lugar	Mollet de Vallés (Barcelona)

AERONAVE

Matrícula	EC-JEC
Tipo y modelo	PIPER PA-18-150
Explotador	AIRCAT

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-320-A2B
Número de serie	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	26 años
Licencia	Piloto de comercial de avión – CPL(A)
Total horas de vuelo	353:47 h
Horas de vuelo en el tipo	42:55 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 – Comercial – Arrastre de cartel
Fase del vuelo	Crucero

INFORME

Fecha de aprobación	19 de septiembre de 2012
---------------------	---------------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El avión PIPER PA-18-150 con matrícula EC-JEC partió del aeropuerto de Sabadell a las 11:32 h, para realizar un vuelo de arrastre de cartel por la Costa Brava. Las condiciones meteorológicas eran aptas para el vuelo VFR, con nubosidad escasa y viento en calma.

El piloto informó que realizó la prueba de motor en tierra resultando todos los parámetros dentro de los límites normales de funcionamiento. Después de despegar procedió al punto «E» del aeródromo y desde allí se dirigió hacia el norte volando a 2.000 ft de altitud.

Según su relato, a los 20 minutos de vuelo oyó fuertes detonaciones procedentes del motor y notó una pérdida de potencia. Inmediatamente contactó por radio con los servicios de control, que le autorizaron a proceder al aeródromo a su discreción y le



Figura 1. Croquis del aterrizaje



Figura 2. Fotografía de la aeronave en el lugar del accidente

informaron de las condiciones de viento y de que no había otros tráficos en el entorno. Instantes después volvió a contactar para comunicar que no podía llegar al aeródromo y que iba a aterrizar en un campo cercano.

Primero eligió un terreno que estaba libre de personas, vehículos y edificios y soltó el cartel. Después localizó un campo situado en el término municipal de Mollet del Vallés al noreste del aeropuerto e inició una aproximación desde 1.200 ft de altitud a una velocidad aproximada de 60 mph.

Cuando estaba próximo al suelo divisó algunos obstáculos de los que no se había percatado con anterioridad y realizó un viraje a la derecha, procediendo finalmente a un campo anexo al que había elegido en primer lugar.

Tomó tierra con rumbo norte en un terreno arado con los surcos orientados en dirección norte-sur. Durante la toma el avión capotó y quedó en posición invertida con el estabilizador vertical clavado en el terreno. El piloto resultó ileso.

1.2. Información sobre el piloto

El piloto tenía 26 años y licencia de piloto comercial de avión (CPLA). Contaba con habilitación para avión multimotor terrestre MEP (land) y habilitación para vuelo instrumental IR(A). La licencia, las habilitaciones y el correspondiente certificado médico estaban todos en vigor. Su experiencia era de 353:47 h y de ellas, 42:55 h. en el tipo.

Durante el mes anterior al accidente el piloto había volado en nueve ocasiones, acumulando en total 23:15 h. El último vuelo lo había realizado dos días antes del accidente con el mismo avión y una duración de 20 minutos.

1.3. Información sobre la aeronave

El avión PIPER PA-18-150 fue fabricado en 1957 con número de serie 185353. Montaba un motor LYCOMING O-320-A2B que fue fabricado con número de serie L-35896-271.

La aeronave contaba con 2.496:40 horas de vuelo y había pasado todas las revisiones de mantenimiento. Este tipo de avión, al ser antiguo no tiene un manual de mantenimiento, pero el fabricante tiene editada una guía de inspección que es la que se utiliza como documento base para realizar el mantenimiento. La última revisión se realizó el 28 de junio de 2011 cuando la aeronave contaba con 2.446 h de funcionamiento y el motor acumulaba 1.427 h.

Las magnetos habían pasado su última revisión general el 3 de septiembre de 1996, coincidiendo con la última revisión general del motor, habiendo acumulado 1.478 h desde entonces. Según el manual de mantenimiento de las magnetos, éstas deben someterse a una revisión general coincidiendo con la del motor que en este caso tiene definido un periodo entre revisiones generales (TBO) de 2.000 h. Las magnetos contaban por tanto con un remanente de 522 h. Dicho manual de mantenimiento también establece una inspección periódica externa de las magnetos cada 100 h y otra interna cada 500 h. Estas inspecciones están a su vez recogidas en un boletín de servicio del fabricante de las magnetos (SB2-80C) al que remite el fabricante del motor a través de una «Service Letter» (S L173C). También, la guía de inspección editada por el fabricante del avión incorpora estas inspecciones de los componentes de las magnetos en las revisiones de mantenimiento del avión de 100, 500 y 1.000 h. Ambas inspecciones de las magnetos (interna y externa) figuraban como realizadas en los registros de mantenimiento consultados.

1.4. Inspección del motor

Al inspeccionar el motor se comprobó que tanto el sistema de combustible como el motor de arranque y el cableado eléctrico estaban en buenas condiciones.

Se detectó que la bujía superior del cilindro n.º 1 y la inferior del cilindro n.º 4, ambas alimentadas por la magneto derecha, no estaban en buenas condiciones porque no había separación suficiente entre sus electrodos. La primera estaba ligeramente perlada y con carbonilla y la segunda totalmente perlada, con restos de material fundido pegados a los electrodos y abundante carbonilla.

La prueba de arranque del motor se realizó en varias ocasiones. El motor arrancaba con facilidad sin que se produjeran explosiones y sin que petardease.

Al realizar la prueba de magnetos se comprobó que la caída de revoluciones cuando se derivaba cualquiera de las dos magnetos a tierra era de 300 rpm aproximadamente y

casi no había diferencias entre derivar una magneto o derivar la otra. La caída normal no debería haber excedido de 175 rpm. Se constató que al dejar funcionando el motor solamente con la magneto derecha se producía un funcionamiento irregular del motor. Los electrodos (platinos) de la magneto derecha presentaban irregularidades en sus caras y no estaban lisos. La tapa del distribuidor de corriente tenía señales de que no haber estado emitiendo una chispa continua, ya que se notaban restos de fogonazos, y la toma de corriente del condensador estaba oxidada (con picaduras), lo que se tradujo en un desgaste excesivo del platino.

La magneto izquierda también tenía deteriorada la tapa del distribuidor de corriente y con signos de haber estado sometida a fogonazos, aunque no se observaban picaduras. Se probaron en un banco las dos magnetos y se comprobó que la magneto izquierda no enviaba corriente correctamente a tres de las cuatro bujías que alimentaba. Esto se debía a que una de las resistencias de la bobina del arrollamiento secundario tenía un valor de 40.000 ohmios, cuando su rango normal de funcionamiento debía de estar entre 13.000 y 20.500 ohmios de acuerdo con su manual.

2. ANÁLISIS

Los resultados obtenidos en la inspección del motor reflejaron un fallo en la magneto izquierda que se tradujo en una corriente eléctrica deficiente a varias bujías. También se detectó que estaban en mal estado dos de la bujías alimentadas por la otra magneto, por lo que la concurrencia de ambos fallos explicaría tanto que se produjeran detonaciones como una pérdida de potencia real del motor que impediría al piloto mantener el nivel de vuelo y poder regresar al aeródromo.

El fallo detectado en la magneto izquierda considerado conjuntamente con el mal estado de las bujías alimentadas por la otra magneto, la cual también tenía signos de un funcionamiento defectuoso, revelarían deficiencias en el mantenimiento del motor, aunque el avión hubiera pasado todas las revisiones preceptivas. Por ello se ha decidido emitir una recomendación al centro de mantenimiento para que revise sus métodos de inspección periódica de los componentes del motor, poniendo especial atención en la revisión del estado del sistema de ignición.

Con los problemas surgidos en el motor, el piloto tomó la decisión correcta de buscar un campo y aterrizar soltando el cartel previamente.

El campo donde realizó la toma de tierra no era el más adecuado debido a las irregularidades que presentaba. Sin embargo, el piloto se vio forzado por las circunstancias, ya que si bien en principio eligió otro campo que era mejor, tuvo que cambiar su decisión en el último momento porque no detectó los obstáculos hasta que estuvo prácticamente en el suelo. El estado del terreno le impidió mantener el control del avión en tierra y no pudo evitar que el avión capotase.

3. CONCLUSIONES

La causa del aterrizaje forzoso de la aeronave fue un mal funcionamiento del motor debido a que la magneto izquierda estaba defectuosa y algunas de las bujías alimentadas por la magneto derecha también. Se considera que probablemente esos defectos no fueron corregidos en las correspondientes revisiones de mantenimiento.

La existencia de obstáculos que no fueron detectados hasta que el avión tenía muy poca altura impidió al piloto tomar tierra en un campo mejor. El mal estado del terreno contribuyó a aumentar los daños que la aeronave.

4. RECOMENDACIONES

REC 46/2012. Se recomienda a la compañía Grupo Air-Med, S.A., que revise sus métodos de mantenimiento periódico de los componentes del motor, con especial atención en la revisión del estado del sistema de ignición, para asegurar que en las inspecciones se puedan detectar los elementos que estén defectuosos.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	18 de septiembre de 2011, 16:50 LT¹
Lugar	El Puerto de Santa María (Cádiz)

AERONAVE

Matrícula	D-HONY
Tipo y modelo	BELL 206B
Explotador	Rotorflug GmbH

Motores

Tipo y modelo	ALLISON 250-C20B
Número de serie	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	49 años
Licencia	CPL(H)
Total horas de vuelo	2.506 h
Horas de vuelo en el tipo	327 h

LESIONES

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

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Fachadas de edificios circundantes

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos Aéreos – Comercial – Filmación
Fase del vuelo	En ruta

INFORME

Fecha de aprobación	24 de octubre de 2012
---------------------	------------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

Aproximadamente las 16:30 h el helicóptero, operado por la compañía Rotorflug, despegó del aeropuerto de Jerez con el objetivo de filmar diferentes localizaciones en el área de Cádiz y El Puerto de Santa María. El piloto y un responsable de una productora filmográfica viajaban en los asientos delanteros mientras que el asiento central trasero era ocupado por el operador de la cámara.

Aproximadamente 20 minutos después del despegue cuando se encontraban filmando una zona del casco urbano de El Puerto de Santa María, el helicóptero inició una repentina rotación no comandada a derechas. El piloto intentó sin éxito recobrar el control de la aeronave que finalmente cayó en una calle de la ciudad impactando en varios edificios durante el descenso (figura 1).

El operador de la cámara que viajaba en el asiento trasero salió por su propio pie únicamente con heridas leves. Tanto el piloto como el otro ocupante sentado a su izquierda, quedaron inconscientes a raíz del impacto. Ambos fueron rescatados por transeúntes, que los sacaron del helicóptero.



Figura 1. Restos del helicóptero

Los servicios de emergencia fueron inmediatamente alertados y tanto la policía como los bomberos y los servicios sanitarios llegaron al lugar pocos minutos después del impacto.

No hubo heridos entre los transeúntes ni los vecinos. Se produjeron algunos desperfectos en los edificios colindantes así como importantes daños en el helicóptero.

1.2. Información sobre el personal

El piloto obtuvo la licencia de piloto privado de helicópteros (PPL(H)) en el año 1995 y de piloto comercial (CPL(H)) en 2005.

Contaba con habilitación de tipo para actuar como piloto al mando de los tipos Agusta A109, Bell 206, Robinson 22 y Robinson 44. Así mismo contaba con habilitación de instructor de tipo (TRI) para el Bell 206, Robinson 22 y Robinson 44 e instructor de vuelo (FI) de piloto comercial y privado.

La última verificación de competencia para la revalidación de la habilitación de tipo del Bell 206 la había realizado satisfactoriamente en abril de 2011. En el mismo mes de abril realizó el entrenamiento y posterior verificación del equipamiento de seguridad y emergencia del Bell 206, una verificación en línea a bordo de un Bell 206 y un curso de refresco en CRM, todo ello en cumplimiento de los requisitos que la normativa europea² impone a las compañías que realizan transporte comercial en helicóptero.

Según su propia declaración, estimaba que contaba con unas 50 h de experiencia en vuelos de filmación. En España había volado únicamente unas 3 h en el circuito del aeródromo de Son Bonet (Mallorca) entre mayo y junio de 2010.

Contaba con un certificado médico de Clase 1 en vigor el día del accidente.

Era su primer vuelo de la serie de los programados en sustitución de otro piloto que había estado volando el mismo helicóptero durante las dos semanas anteriores en el marco de un contrato para filmar localizaciones a lo largo de la costa española y portuguesa. Había llegado a Jerez ese mismo día a media mañana en un vuelo procedente de Frankfurt (Alemania) de unas 3 h de duración. Dispuso de unas 4 h para descansar antes del vuelo. Acumulaba un total de 21 h de vuelo y 129 h de actividad durante las 3 semanas anteriores al accidente. El día anterior había sido de descanso.

Dentro de la compañía Rotorflug ostentaba los cargos de Responsable de Operaciones en Vuelo y de Entrenamiento.

² JAR-OPS3 o Requisitos conjuntos de aviación para la realización de las operaciones de transporte aéreo comercial por helicópteros civiles.

1.3. Información sobre la aeronave

El Bell 206B *JetRanger II* es un Helicóptero de cinco plazas propulsado por una turbina Allison 250-C20B de 400 hp. Tanto el rotor principal como el rotor de cola son bi-pala.

La unidad accidentada fue fabricada en 1978 y acumulaba 15.878 h de vuelo. Por su parte el motor acumulaba 7.426 h de funcionamiento desde su fabricación.

En febrero de 2011 la aeronave había superado satisfactoriamente una revisión de la aeronavegabilidad tras la que se había emitido el correspondiente certificado de revisión de la aeronavegabilidad (ARC), en vigor en el momento del accidente.

1.3.1. Descripción y mantenimiento del sistema de rotor anti-par

La transmisión de potencia desde el motor al rotor de cola conecta la rueda libre con la caja de engranajes del rotor de cola (o caja de 90°).

El eje de la transmisión se divide en ocho segmentos. Estos segmentos se acoplan a través de la combinación de unos adaptadores engranados y un grupo de anillos de acero laminado sin lubricación. Las orejetas en el extremo trasero de cada segmento se atornillan al grupo de anillos al que a su vez se atornilla el adaptador en el que engrana el siguiente segmento. Unos cojinetes sujetan cada uno de los tramos del eje a la estructura del puro de cola (figura 2).

El programa de mantenimiento establece una inspección visual del estado general de los acoplamientos y de los cojinetes cada 100 h de vuelo o anualmente, así como una inspección más detallada cada 300 h. Anualmente se exige también una lubricación de los cojinetes. Según los registros de mantenimiento de la aeronave, ambas inspecciones y la lubricación se habían realizado dentro de los períodos especificados. Los registros no contenían evidencias de reparación o defecto alguno en la transmisión.

El último segmento de la transmisión engrana a través del adaptador en la caja de 90°. Ésta se encarga de reducir las revoluciones y transmitir el movimiento de rotación del eje a las palas del rotor. Tiene su propio sistema de lubricación que permite la pronta detección de partículas metálicas mediante un detector tipo electromagnético que activa una señal luminosa en cabina. La caja se sujeta a la estructura del cono de cola mediante 4 pernos roscados de acero.

Según el programa de mantenimiento cada 100 h se ha de verificar el estado de la caja de 90° para descartar pérdidas de aceite, contaminación de la misma, grietas en su estructura o defectos en su anclaje a la estructura del helicóptero. Se ha de cambiar el aceite cada 200 h o anualmente y se debe someter a una inspección detallada cada 3.000 h. Todas estas tareas figuraban como realizadas dentro de sus plazos en los registros

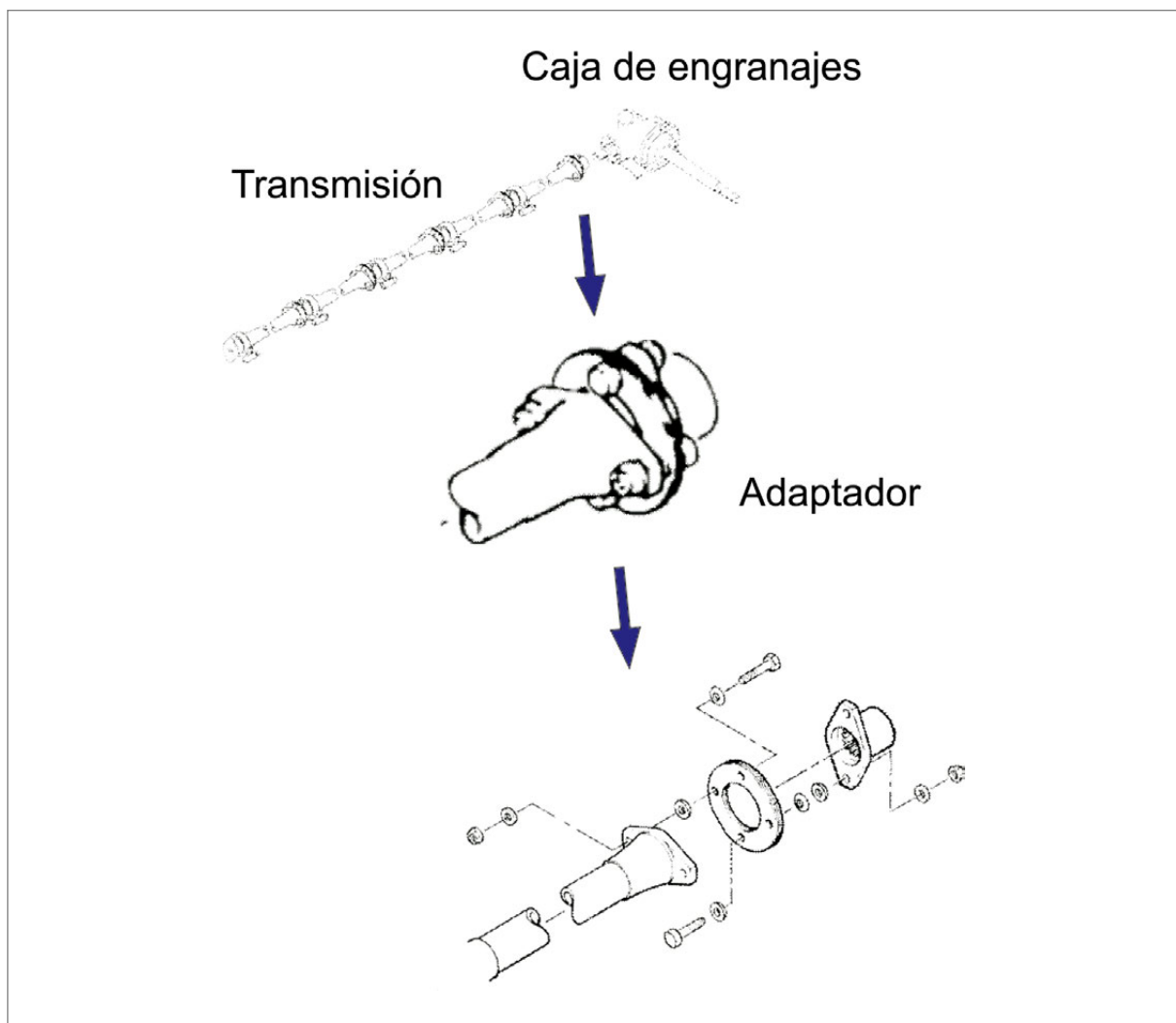


Figura 2. Esquema de la sección posterior de la transmisión del rotor de cola

de mantenimiento consultados. La caja había sido instalada en el helicóptero en septiembre del año 2007 y en la fecha del accidente disponía de un remanente de 2.100 h de funcionamiento hasta la siguiente revisión general que debe realizarse cada 6.000 h.

Por su parte, el rotor de cola exige la realización de inspecciones visuales así como la lubricación de diversos componentes a intervalos de 50 h, 100 h y 300 h. Los registros de mantenimiento consultados reflejaban que estas tareas habían sido realizadas dentro de los intervalos recomendados. Todos los elementos del rotor de cola con limitaciones a su vida en servicio contaban con sus correspondientes registros de control que evidenciaban que se encontraban dentro de los límites.

El programa de mantenimiento también incorpora un programa de control de corrosión que se compone de inspecciones trimestrales o cada 100 h (lo que ocurra antes). La última inspección de control de corrosión se hizo en el mes de julio de 2011.

La instalación de la cámara en el helicóptero estaba soportada por un Certificado de Tipo Suplementario (STC). Esta modificación llevaba asociada un Suplemento al Manual de Vuelo donde se proporcionan los datos necesarios para tener en cuenta el efecto de la cámara en el peso y centrado.

Unos días antes del comienzo de los trabajos en España se implementó otra modificación consistente en elevar la altura de los patines. Su efecto en el peso y centrado era despreciable y no se tuvo en cuenta.

1.3.2. Información respecto al peso y centrado de la aeronave

La documentación de peso y centrado que se encontró a bordo reflejaba los valores de la última pesada del helicóptero realizada en marzo de 2010.

Para el cálculo del peso y posición del centro de gravedad durante el vuelo se habían tenido en cuenta el combustible a bordo (510 lb), el aceite para lubricación, así como el peso de la tripulación y su equipaje con los respectivos valores que el fabricante proporciona para la posición tanto longitudinal como lateral de cada uno de estos elementos.

Con este escenario el peso al estimado al despegue en el primer vuelo del día era de 3.198 lb, muy próximo al peso máximo autorizado (3.200 lb). Partiendo de este peso inicial y teniendo en cuenta el consumo aproximado de combustible (85 kg/h) se comprobó que la posición del centro de gravedad en el transcurso del vuelo se mantuvo siempre dentro de los límites que establece el Manual de Vuelo.

1.4. Información meteorológica

El día era relativamente caluroso con una temperatura ambiente de unos 26 °C a la hora del accidente. A esa hora el viento era fundamentalmente de componente O-SO con una intensidad moderada de entre 10 y 12 kt.

1.5. Comunicaciones

A las 16:21 h el piloto solicitó autorización a la torre de control para puesta en marcha, que fue inmediatamente otorgada. A continuación se autorizó su rodaje al punto de espera y a las 16:30 h la torre de control autorizó el despegue por la pista 20.

A las 16:35 h, fue transferido con Sevilla Aproximación, informando de que volaría a 1.000 ft de altitud y solicitando autorización para proceder a entrar en el CTR de Rota dentro del cual se encuentra el Puerto de Santa María. ATC le autorizó a proceder

al CTR y el piloto colacionó la autorización informando de que procederían directos a Cádiz.

No hubo más comunicaciones entre el helicóptero y las dependencias ATS. El piloto no comunicó ningún tipo de emergencia.

1.6. Registradores de vuelo

La aeronave no estaba equipada con un registrador de datos de vuelo o un registrador de voz del puesto de pilotaje. La reglamentación aeronáutica pertinente no exigía transportar a bordo ningún tipo de registradores.

Se recuperó un GPS portátil del que se obtuvieron datos de la trayectoria.

También se recuperaron las imágenes registradas por la cámara instalada en el helicóptero durante los minutos previos al accidente, incluyendo la secuencia de la pérdida de control anterior al impacto.

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

El helicóptero cayó hasta el firme de la calle quedando apoyado sobre su costado izquierdo. La cabina mantenía básicamente su integridad estructural con mayores deformaciones y roturas en la zona izquierda delantera. Los parabrisas delanteros estaban rotos.

El puro de cola presentaba una fuerte deformación concentrada en la zona anterior al estabilizador horizontal que había desgarrado su revestimiento exterior. Tenía varios golpes más en la zona más próxima al rotor de cola y se apoyaba en el terreno sobre el estabilizador horizontal y sobre una de las palas del rotor de cola. Tanto la transmisión al rotor de cola como la barra de mando para el cambio de paso de las palas estaban deformados y partidos en la misma zona donde se deformó y desgarró el puro de cola. No se apreciaron signos de desgaste o corrosión en la zona de rotura.

Se identificaron desprendimientos de porciones de la fachada de los edificios a ambos lados de la calle como resultado de fuertes golpes por parte de algún objeto de cantos vivos (figura 3 y figura 4).

También se observaron deformaciones por golpe en las rejas de las ventanas de uno de los edificios.

La mitad exterior de una de las palas del rotor principal se encontró encima de la azotea de una edificación próxima, junto a la esquina de un muro donde se encontraron dos



Figura 3. Marcas en fachadas de edificio



Figura 4. Marcas en fachadas de edificio

marcas de fuertes golpes. Dicha azotea cuenta con una valla metálica que estaba fuertemente deformada y parcialmente desprendida. La otra pala había perdido la zona más cercana a la punta.

Las varillas de cambio de paso del rotor principal se habían partido. El engranaje entre el eje de la transmisión y la caja reductora del rotor principal estaba también partido.

Una de las palas del rotor de cola se había partido perdiendo su extremo más exterior y la otra estaba doblada y parcialmente desgarrada aproximadamente por su mitad.

La caja de 90° del rotor de cola había perdido tres de sus cuatro pernos de sujeción a la estructura del puro de cola y se mantenía sujeta a éste por un único perno aunque con cierta rotación con respecto a su posición nominal. Las secciones rotas de los pernos partidos se encontraron dentro del puro de cola con sus roscas firmes a los mismos.

El segmento trasero del eje de transmisión de potencia al rotor de cola se había desacoplado de la caja al haberse partido en su orejeta de unión con el adaptador que lo engrana a la caja. El adaptador, con la parte de la orejeta rota aún atornillada a él, se encontró en el suelo justo debajo de la cola. Ni el adaptador ni el segmento partido presentaban signos externos de corrosión.

Los restos desprendían un intenso olor a combustible y numerosos componentes y material de la cabina mostraban evidencias de haber sido rociados por el mismo.

El interruptor del sistema hidráulico estaba en posición de encendido. El interruptor de corte de combustible «cut-off» estaba en OFF con su guarda levantada. El puño de gases se encontraba en posición de vuelo «flight» y los interruptores de batería y generador en «ON». La batería había sido desconectada accediendo a su alojamiento en el morro del aparato.

1.8. Ensayos e investigaciones

1.8.1. *Reconstrucción de la trayectoria*

La información obtenida tanto de la grabación de la cámara a bordo, de la traza del radar de vigilancia (SSR) y del localizador GPS rescatado de los restos ha permitido una reconstrucción de la trayectoria de la aeronave durante los instantes previos al accidente (figura 5).

La aeronave entró en el puerto de Santa María desde el E siguiendo el curso del río y realizó dos órbitas a derechas sobre un emplazamiento al NE de la zona del impacto. A continuación retomó el curso del río en dirección SO para después adentrarse hacia el casco urbano perpendicularmente al río.

Tras iniciar un giro hacia la derecha y cuando se encontraba en un rumbo aproximadamente NE (paralelo al río) comenzó la guiñada a derechas de manera súbita. Se estima que en unos 3 s el helicóptero ya había descrito un giro de 180° alcanzando una velocidad de rotación de unos 90°/s. La aeronave completó aproximadamente cuatro vueltas completas mientras perdía altura hasta que finalmente, ya cerca del terreno, la velocidad de rotación se redujo. Inmediatamente después, se frenó el descenso y simultáneamente la velocidad de rotación se volvió a incrementar justo antes del impacto. La secuencia completa desde el comienzo de la pérdida de control al impacto duró unos 35 segundos.

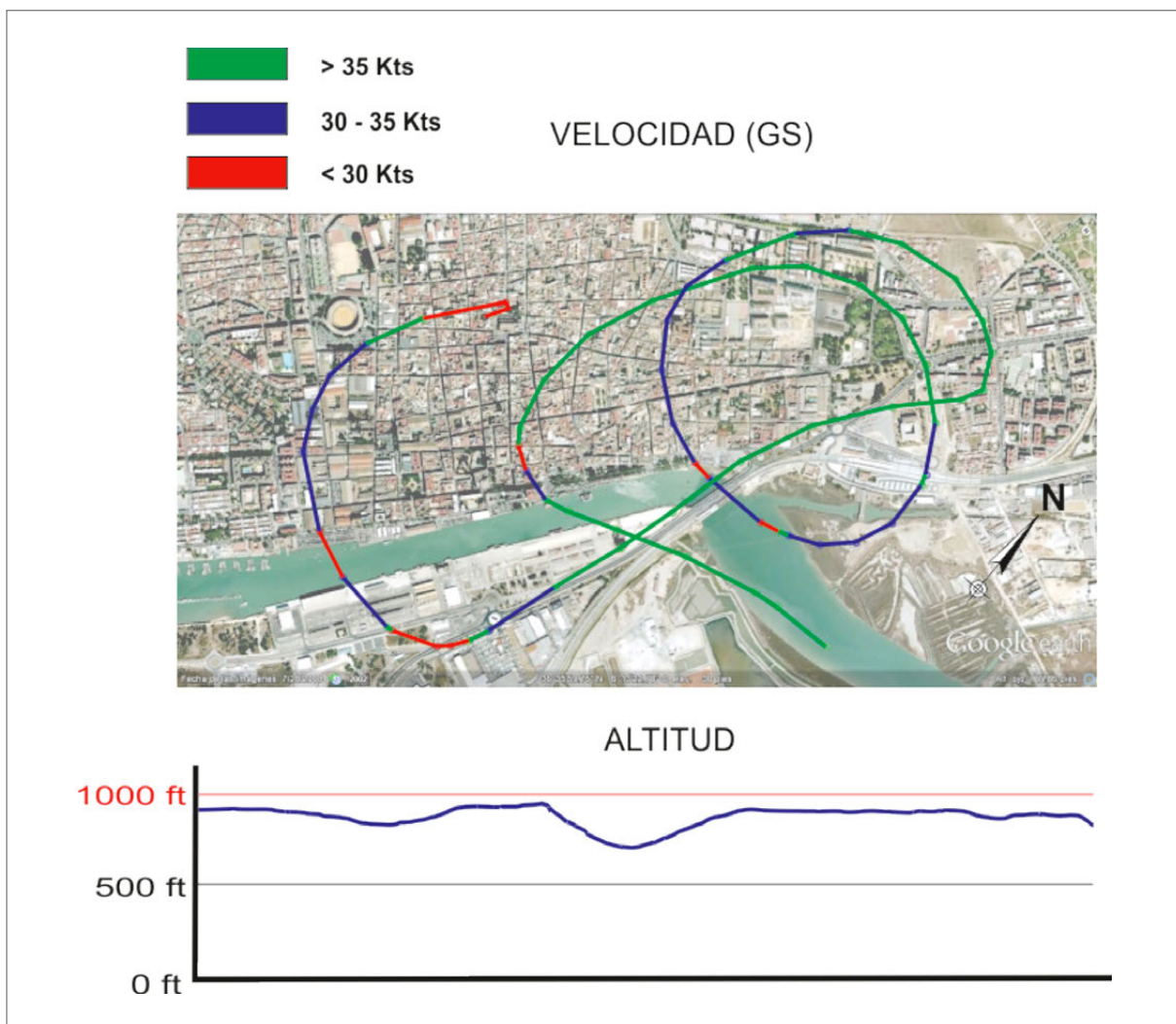


Figura 5. Trayectoria del helicóptero sobre la ciudad

Las imágenes durante los instantes finales en los que disminuyó la velocidad de rotación revelaron que la velocidad de traslación en ese momento era prácticamente nula.

La altura sobre el terreno durante el sobrevuelo de la ciudad osciló entre los 700 y los 900 ft. Durante las órbitas, la velocidad (GS) se mantuvo en el rango de los 25-35 kt incrementándose hasta unos 55 kt durante el tramo recto de cambio de emplazamiento. En los instantes previos a la pérdida de control se registraron valores en torno a los 900 ft de altura y 30 kt de velocidad (GS) .

1.8.2. Simulación de anomalías en el rotor anti-par

Con el objetivo de poder comparar el movimiento observado del helicóptero tras la pérdida de control con algún patrón de referencia, se solicitó al fabricante la simulación de la

dinámica del Bell 206 ante fallos del rotor anti-par. Por un lado se consideró una pérdida total de sustentación en el rotor y por otro una desaparición del par aplicado al rotor de cola, en ambos casos considerando condiciones de carga y velocidad aerodinámica similares a las del día del accidente. Se incluyeron casos sin intervención del piloto y casos simulando una actuación del mismo sobre el cíclico con el objetivo de ganar velocidad. Los resultados obtenidos se han presentado de manera gráfica en el Anexo I.

El comportamiento real de la aeronave en los instantes iniciales en términos de evolución de la velocidad de giro se reveló más próximo a los casos de ausencia total de sustentación que a los de pérdida de par (representativos estos últimos de un fallo en la transmisión). En estos últimos la rotación era menos brusca y en ellos una acción rápida por parte del piloto resultaba en un control efectivo de la guiñada, que se eliminaba en pocos segundos.

Se observó también que en los casos de pérdida de par el rotor se mantenía girando a elevadas velocidades durante tiempos prolongados por efectos de tipo aerodinámico.

1.8.3. *Inspección de restos*

Se procedió a realizar una inspección de los restos del helicóptero, prestando especial atención al sistema del rotor de cola.

El mando cíclico estaba deformado pero transmitía los movimientos a las levas que actúan sobre los actuadores hidráulicos. El mando colectivo estaba bloqueado por las deformaciones de la cabina.

Las palas del rotor principal giraban libremente sobre la articulación de cambio de paso sin obstrucción alguna.

Tanto el actuador del anticipador como la leva que actúa sobre la unidad de control de combustible ocupaban posiciones compatibles con una condición demanda de potencia (posiciones angulares de 70° y 90° respectivamente).

El puño de gases transmitía los comandos hasta la unidad de control de combustible en el motor.

La turbina de potencia y el rotor del compresor axial estaban bloqueados y con abundantes restos de agente extintor. Los álabes del compresor presentaban desgaste por ingestión de material.

La caja reductora del rotor principal desde el eje del motor presentaba un movimiento libre sin restricciones. Su detector de partículas estaba limpio, sin indicios de acumulación de partículas.

Era posible girar el eje de la transmisión del motor en un sentido pero no así en el sentido contrario por el bloqueo del motor, lo que indicaba un correcto funcionamiento de la rueda libre.

Los pedales para el control de la guiñada, mostraban movimiento sin restricciones que se transmitía a través del sistema de barras y levas con continuidad hasta la barra de control del puro de cola. Ésta estaba partida aproximadamente a la misma altura que la transmisión en la zona donde también la estructura del puro de cola se había deformado, evidenciando que todos estos daños correspondían a una rotura post-impacto.

Se comprobó que el paso de las palas del rotor de cola se podía modificar manualmente y que su movimiento se transmitía a través del mecanismo de cambio de paso en sentido inverso hasta la leva sobre la que actúa la barra de control en el puro de cola.

El eje del rotor de cola se movía libremente sin ninguna restricción en el interior de la caja de 90°. Se inspeccionaron en detalle las distintas secciones de la transmisión al rotor de cola. Se comprobó el estado y engrasado de los cojinetes, los anillos y los adaptadores de unión. No se identificaron señales ni de sobreesfuerzos ni de corrosión.

El detector de partículas de la caja del rotor de cola estaba limpio, sin restos de partículas. El carcasa que protege la caja tenía algunos arañazos en su interior probablemente como resultado de contactos con el engranaje de la caja o con el extremo del eje de transmisión que como ya se ha indicado se habían desacoplado. Su aspecto evidenciaba un contacto durante sólo unos instantes y no indicaban que se hubiera producido con un elemento girando a altas revoluciones.

El desacoplamiento se había producido por la fractura de la orejeta donde se aloja uno de los tornillos de sujeción y por la pérdida de la rosca del otro tornillo. Ambas piezas se enviaron a un laboratorio para caracterizar la rotura.

Los resultados descartaron defectos o heterogeneidades micro-estructurales que pudieran haber provocado la rotura ni del eje ni del tornillo de sujeción. En el primer caso el material se identificó como un aluminio AW 2014 mientras que el acero del tornillo correspondía a un acero aleado al Cromo, Níquel Molibdeno. Ambos materiales cumplían con las especificaciones del fabricante de la aeronave. La rotura del eje se produjo por un sobre-esfuerzo a flexo-tracción. El tornillo había perdido los filetes de la rosca por un mecanismo de desgarro a cortadura.

Las tuercas de sujeción de los cuatro pernos que fijan la caja de 90° al puro de cola presentaban un par de apriete apreciable y dos de ellas contaban con un lacre de control que evidenciaba que no se habían movido de su posición. Los tres pernos que se habían partido y cuyas mitades se encontraron dentro de la estructura del puro se enviaron a un laboratorio para su análisis

Estos análisis indicaron que se trataba de pernos de acero al cromo, níquel molibdeno conforme a los requisitos del fabricante del helicóptero y sin defectos o heterogeneidades en la superficie roscada que pudieran haber debilitado su resistencia. El estudio detallado de la superficie de rotura indicaba una rotura por desgarro dúctil bajo sobre-esfuerzos de cortadura. No se apreciaron diferencias significativas en cuanto a la tipología del fallo de cada uno de ellos ni ninguna indicación de debilitamiento de los mismos por fatiga. Se identificó que la causa probable de rotura fue un impacto.

1.8.4. *Declaración de testigos*

1.8.4.1. Declaración del Piloto

Indicó que el objetivo del vuelo sobre la ciudad era filmar dos localizaciones en el Puerto de Santa María.

La técnica de vuelo consistía en orbitar alrededor del objetivo girando siempre a derechas con una velocidad indicada de entre 40 y 50 kt. Con el propósito de evitar que el patín del helicóptero interfiriera en el campo de visión de la cámara, el piloto inducía un ligero resbalamiento durante el giro presionando levemente el pedal derecho y empujando el cíclico en sentido contrario. La altura a mantener eran unos 1.000 ft sobre el objetivo. Había volado unas 50 h utilizando esta técnica.

Tras completar dos o tres órbitas sobre el primer objetivo pasaron a filmar el segundo. Cuando se encontraban aproximadamente con rumbo NE el helicóptero cabeceó súbitamente a lo que él respondió corrigiendo con el cíclico. Entonces oyó dos sonidos de tipo mecánico e inmediatamente el helicóptero inició una guiñada continua a derechas con velocidad creciente. Aplicó inmediatamente pie izquierdo sin obtener respuesta. A continuación empujó el cíclico suavemente hacia delante y hacia atrás para comprobar la respuesta del helicóptero a este mando y que resultó acorde a lo comandado. Al ver que la guiñada estaba fuera de control redujo suavemente la potencia bajando el colectivo con el objetivo de conseguir un descenso controlado para ganar velocidad de traslación e intentar recobrar una condición de vuelo estable. El régimen de la guiñada se redujo aunque no desapareció por completo. En un momento dado reparó que se encontraban al nivel de las torres de una Iglesia, que la pérdida de altura había sido excesiva y que ya no era posible ganar altura por lo que decidió hacer una toma de emergencia. Observó una zona plana, con algo de vegetación que interpretó como un parque o jardín y optó por intentar allí la toma. Instantes antes del contacto tiró del colectivo para reducir la velocidad de descenso, como resultado de lo cual el régimen de la guiñada comenzó incrementarse de nuevo. Se produjo el impacto y perdió la consciencia que no recuperó hasta encontrarse en la ambulancia.

Insistió en que todas sus acciones sobre los mandos fueron suaves.

También indicó que al no tener ninguna indicación anormal en cabina pensó que el problema debió originarse por una pérdida de par o de comando del rotor de cola y que sus reacciones respondieron a esa interpretación.

Preguntado sobre el comportamiento del helicóptero respondió que en todo momento respondió adecuadamente a la demanda de potencia y a los movimientos del cíclico. No recordaba ninguna indicación anormal en cabina, estando todos los parámetros de motor en zona verde con una indicación de par en torno del 70% y una indicación de RPM del 100% en los instantes previos a la pérdida de control.

Según declaró estaba familiarizado con el fenómeno conocido como «pérdida de efectividad del rotor de cola o LTE» («Lost of tail rotor effectiveness») y lo trataba regularmente como instructor.

Preguntado sobre si tenía conocimiento de alguna publicación de la autoridad de aviación civil alemana (LBA) con respecto a este fenómeno respondió negativamente.

El piloto manifestó que ni conocía ni había manejado nunca el Reglamento de Circulación Aérea español.

También manifestó que en estos vuelos no se realizaba un estudio a priori de las posibles áreas problemáticas que se pudieran sobrevolar, sino que era el piloto en el propio transcurso del vuelo el responsable de mantenerse al tanto de las posibles rutas de escape y zonas para un eventual aterrizaje de emergencia.

1.8.4.2. Declaración del operador de la cámara

Durante el viraje para filmar el segundo emplazamiento sintió que el helicóptero vibraba algo aunque dentro de lo que consideró como normal y súbitamente comenzó a girar bruscamente a derechas. Aparentemente el piloto reaccionó con rapidez consiguiendo reducir la velocidad de los giros que prácticamente desaparecieron cerca del suelo.

El piloto hablaba consigo mismo repitiendo la frase: «pitch down stick forward». Calificó la velocidad de descenso como moderada y pudo observar como el helicóptero prácticamente se detuvo justo antes del impacto. Simultáneamente inició de nuevo un giro de unos 180° hasta que chocaron.

Pudo observar como el motor continuó funcionando tras el golpe y percibió un fuerte olor a combustible. El piloto y el otro ocupante estaban inconscientes. Salió del helicóptero y desconectó la batería accediendo al registro situado en el morro. Pudo observar como transeúntes auxiliaban al piloto y al otro ocupante, sacándoles del interior.

No percibió ningún ruido anormal justo antes de la pérdida de control.

1.8.4.3. Otros testimonios

El ocupante que viajaba junto al piloto no pudo precisar si oyó algún ruido anormal en los instantes previos a la pérdida de control. Según él la velocidad durante los vuelos de filmación no superaba los 50 kt.

Todas las declaraciones recabadas de transeúntes y vecinos de la ciudad confirmaron la rotación anormalmente rápida del helicóptero sobre su propio eje. También se confirmó la reducción de la velocidad de rotación durante unos instantes antes del impacto muy cerca del terreno.

La totalidad de los testigos confirmaron el ruido del motor en vuelo y algunos también recordaron haber escuchado su sonido después del impacto.

1.9. Información orgánica y de dirección

1.9.1. *La compañía y el Manual de Operaciones*

El helicóptero pertenecía a la compañía Rotorflug GmbH.

Esta compañía, había sido contratada para realizar filmaciones de las zonas de costa de España y Portugal, incluyendo tanto espacios naturales como zonas urbanas de especial interés turístico.

Rotorflug GmbH tiene su sede principal en Alemania. Cuenta con un Certificado de Operador Aéreo (AOC) emitido por la autoridad aeronáutica alemana (LBA) y aprobación como centro de Formación de Pilotos (FTO), estando habilitada para impartir cursos de habilitación de tipo en los tipos Bell 206 Robinson 22, Robinson 44 así como habilitación de vuelo nocturno. La autorización como centro de formación engloba los emplazamientos de Egelsbach en Alemania y Son Bonet en España, si bien la utilización de este último aeródromo lleva asociada la limitación a vuelos en doble mando hasta la suelta del alumno.

La compañía dispone así mismo de aprobación como Centro de Mantenimiento Parte-145 y Organización de Gestión del Mantenimiento de la Aeronavegabilidad (CAMO) que incluye la autorización para realizar las revisiones de aeronavegabilidad de los helicópteros de su flota y le emisión del correspondiente certificado de revisión de la aeronavegabilidad (ARC).

Su filial en España, Rotorflug SL, basada en Palma de Mallorca, comercializa las actividades de la empresa en territorio español, pero no es titular de ninguna autorización de tipo aeronáutico.

El helicóptero accidentado estaba basado en el aeródromo de Son Bonet desde donde la compañía realizaba actividades de vuelos turísticos, filmación, fotografía y escuela en virtud de la autorizaciones de operador aéreo (AOC) por un lado y centro de formación (FTO) por el otro.

Rotorflug cuenta con un Manual de Operaciones basado en la normativa JAR OPS3 y JAR-FCL³.

En el apartado: «Organización y Responsabilidades» del manual se establece que determinados trabajos (filmaciones entre ellos) se realizarán conforme a los requisitos JAR-OPS3 con las salvedades que la norma permite en el caso de vuelos VFR con menos de 9 pasajeros y para máquinas cuyo peso máximo certificado al despegue sea inferior a 3.175 kg⁴.

El Manual contiene menciones a la altura de vuelo en VFR. Define la altura mínima de seguridad estableciéndola en 1.000 ft dentro de los 600 m del objeto más alto, para el sobrevuelo de ciudades.

El apartado del manual «Reglamentación», establece que JAR-OPS3 y la normativa alemana específica definen el entorno normativo de las operaciones, si bien para el caso de vuelos fuera de Alemania se aplicará la normativa del estado en cuestión, mencionando explícitamente el AIS como fuente de información.

El manual cuenta con un apartado específicamente dedicado a los trabajos aéreos. Uno de cuyos sub-apartados está dedicado a los vuelos de filmación y fotografía donde se indica que el vuelo por debajo de las alturas establecidas deberán recabar las autorizaciones necesarias de las autoridades. Como norma general se establece que la filmación de grandes eventos se hará por encima de los 1.000 ft de altura. Finalmente en lo que a la ejecución del vuelo se refiere, se remarca que el uso de alturas menores a la altura mínima de seguridad (aún autorizadas) se restringirá a los casos estrictamente necesarios. En relación con estas actividades se llama la atención sobre el especial cuidado que habrá de tenerse a la reserva de potencia y a las componentes del viento en el caso de vuelos lentos.

En consonancia con lo establecido en JAR OPS3, el manual indica que los helicópteros operando en *Performance clase 3*⁵ (en la que operan todos los mono-motores) no lo

³ JAR FCL 2 (Joint Aviation Requirements.Flight Crew License Helicopters). Normativa de aplicación a nivel europeo relativa a las condiciones para el ejercicio de las funciones de los pilotos de los helicópteros civiles. Contiene las disposiciones que regulan los centros de formación.

⁴ Para este tipo de operaciones JAR-OPS 3005 (f) y (g) permiten una serie de reducciones en determinados requisitos en diferentes ámbitos como: documentación del vuelo, aceptación e información a los pasajeros, política de combustible o procedimientos de seguridad.

⁵ JAR-OPS3 Define las operaciones *performance clase 3* como operaciones en las que en caso de fallo de motor en cualquier fase del vuelo sea o pueda ser necesario realizar un aterrizaje de emergencia.

harán en ningún caso en los denominados entornos hostiles, entre los que se encuentran las zonas pobladas sin lugares apropiados para una toma de emergencia. El Manual no contiene un procedimiento concreto para discernir si un área (poblada o no) ha de ser definida como área hostil, ni un procedimiento específico que determine las condiciones de vuelo o las precauciones específicas que han de tomar los pilotos para volar sobre áreas congestionadas mas allá de las limitaciones de altura mínima ya mencionadas.

El manual cuenta con un apartado específico sobre las particularidades de las operaciones de Rotorflug SL en Mallorca. Se establece que el Manual de Operaciones se aplica con carácter general y adicionalmente ese apartado expone las particularidades de las operaciones en Mallorca de vuelos:

- Paseos aéreos («Scenic flights»).
- Filmaciones y fotografía.
- Escuela.

Se designa un responsable de operaciones en Mallorca que, junto con el responsable de operaciones de la compañía, deberá asegurar que las operaciones se desarrollan conforme al Manual de Operaciones, a la legislación alemana y a la española. El documento indica que la altura de vuelo cumplirá lo establecido en el Manual de Operaciones y en las leyes españolas.

Si bien no está explícitamente contemplado en el manual, la compañía informó de que los pilotos que operaban las aeronaves basadas en Palma de Mallorca recibían formación específica sobre la normativa española y en particular sobre el Reglamento de Circulación Aérea.

El Manual de operaciones establece los contenidos de los diferentes cursos que imparte la compañía, tanto como organización de formación (FTO), siguiendo los requisitos JAR-FCL 2, como operador aéreo de acuerdo, en este caso, a los requerimientos JAR-OPS3. Dentro de los programas de formación para la habilitación de tipo se incluye el conocimiento y entrenamiento de situaciones relacionadas con averías del rotor de cola. No incluyen referencia explícita y diferenciada al fenómeno de pérdida de efectividad del rotor de cola (LTE).

El programa del curso de incorporación a la compañía requerido por JAR-OPS 3 contiene una parte dedicada a las emergencias y el equipamiento de seguridad dentro de la cual si menciona de manera explícita y diferenciada el conocimiento y medidas a tomar ante el fenómeno LTE. La documentación de referencia utilizada para el estudio del fenómeno es una circular emitida por la autoridad de aviación civil americana (FAA)⁶.

⁶ AC 90-95 Unanticipated Right Yaw in (US Manufactured) Helicopters.

1.9.2. Supervisión de las autoridades

Como norma general, la realización de actividades de trabajos aéreos en Alemania no está sujeta a una autorización previa por parte de la autoridad aeronáutica⁷.

Por su parte la emisión del certificado de operador aéreo (AOC) y de la autorización como centro de formación (FTO) exige la verificación por parte de la autoridad aeronáutica del cumplimiento de los requisitos conjuntos de aplicación (JAR).

Dentro del programa de auditorías bianuales, a la que la LBA somete a los operadores alemanes, en mayo del 2011 se realizó una auditoría específica de la instalaciones, medios y procedimientos de los que la compañía disponía en el Palma de Mallorca.

Si bien la LBA informó a las autoridades españolas de la realización y resultados de dichas auditorías, éstas no participaron de manera activa en las mismas.

Las inspecciones realizadas no incluyeron explícitamente una comprobación del conocimiento y aplicación del Reglamento de Circulación aérea español por parte de la compañía.

Con anterioridad, en marzo del año 2010, Rotorflug había contactado con la Agencia Estatal de Seguridad Aérea con el objetivo de solicitar autorización para realizar actividades de fotografía aérea con el helicóptero accidentado. En aplicación de la normativa en vigor⁸, AESA contestó a la solicitud, indicando que Rotorflug podía realizar filmaciones en cualquier área del territorio español fuera de las áreas calificadas como prohibidas o restringidas, en virtud de la autorización otorgada por la autoridad alemana (LBA) para realizar estas actividades. No obstante la autorización quedaba supeditada al cumplimiento de lo establecido en el Reglamento de Circulación Aérea y en particular en su libro quinto⁹, así como a lo publicado en el AIP y cuando fuera de aplicación a la Circular del Director General de Aviación Civil n.º 343 C¹⁰. La propia comunicación de AESA proporcionaba los enlaces a las páginas web que contenían tanto el Reglamento de Circulación Aérea como la información AIP.

Más allá de esta comunicación, AESA no llevó a cabo ninguna inspección a la compañía en su base de Palma de Mallorca ni en el área de operaciones ni en el área de mantenimiento.

⁷ Se emite la denominada «Allgemeinerlaubnis» que es una autorización puramente administrativa que otorgan las autoridades locales y que se basa en la confirmación de que la compañía solicitante dispone de pilotos comerciales y concierne los seguros necesarios para las aeronaves que pretende operar.

⁸ DIRECTIVA 2006/123/CE DEL PARLAMENTO EUROPEO Y DEL CONSEJO de 12 de diciembre de 2006 relativa a los servicios en el mercado interior.

Ley 25/2009, de 22 de diciembre, de modificación de diversas leyes para su adaptación a la Ley sobre el libre acceso a las actividades de servicios y su ejercicio.

Ley 17/2009, de 23 de noviembre, sobre el libre acceso a las actividades de servicios y su ejercicio.

⁹ El libro quinto del Reglamento de Circulación Aérea contiene disposiciones de aplicación específicamente a la operación con helicópteros.

¹⁰ La Circular n.º 343C datada el 19 de mayo de 1995, se refiere a la obligación de solicitar permiso para la realización de actividades de trabajo aéreos en zonas del EA donde normalmente no se permitan vuelos VFR.

1.10. Información adicional

1.10.1. Normativa sobre el vuelo de helicóptero mono-motores

Tanto la normativa alemana de trabajos aéreos¹¹ como JAR-OPS3 establecen que las operaciones de los helicópteros mono-motores deben asegurar que en caso de fallo de motor el helicóptero pueda realizar un aterrizaje forzoso de manera segura.

JAR-OPS3 limita explícitamente el vuelo de este tipo de helicópteros a entornos no hostiles, excluyendo de los mismos las áreas congestionadas¹² que no dispongan de lugares adecuados para un aterrizaje forzoso seguro.

Por su parte el Reglamento de Circulación Aérea dentro de libro quinto, dedicado específicamente a operaciones con helicópteros, establece condiciones más restrictivas al sobrevuelo de aglomeraciones urbanas por parte de estos helicópteros:

«5.1.7. Sobrevuelo de los núcleos urbanos.

No podrán sobrevolar núcleos urbanos de más de 50.000 habitantes helicópteros equipados con un sólo motor, salvo en misiones urgentes de evacuación y transporte sanitario, en su caso debidamente justificado.»

Según el padrón municipal referido a 20/02/2012 la población del Puerto de Santa María superaba los 90.000 habitantes.

1.10.2. El fenómeno de pérdida de efectividad del rotor de cola

Pérdida de efectividad del rotor de cola o LTE (*Loss of Tail Rotor Effectiveness*) es una condición crítica característica de vuelos a baja velocidad, que puede finalizar en una guiñada incontrolada, no comandada y rápida que no desaparece por sí misma a no ser que sea corregida por el piloto y que puede resultar en una pérdida de control de la aeronave. Es una de las causas fundamentales de accidentes asociados con una pérdida de control del helicóptero y puede aparecer en cualquier helicóptero que cuente con sistema del rotor anti-par. Tanto el fabricante Bell Helicopters¹³ como la FAA¹⁴ han desarrollado material informativo sobre este fenómeno.

El fenómeno es propio de vuelos fuera del efecto suelo, velocidades indicadas (IAS) por debajo de los 30 kt y se ve agravado con pesos elevados, situaciones de alta demanda de potencia y giros a derechas.

¹¹ Betriebsordnung für Luftfahrtgerät (LuftBO).

¹² El apartado 3.480 (4) de JAR-OPS3 define el área congestionada en relación a una ciudad o zona poblada como cualquier área utilizadas esencialmente para usos residenciales, comerciales o recreacionales.

¹³ Operational Safety Notice OSN 206-83-10, Operational Safety Notice OSN 206 83-10, Information Letter 206-84-81.

¹⁴ AC 90-95 Unanticipated Right Yaw in (US Manufactured) Helicopters.

Para el caso de helicópteros cuyo rotor principal gira en sentido contrario a las agujas del reloj (como es el caso del Bell 206) la interferencia de los vórtices producidos por el rotor principal con vientos procedentes del sector comprendido entre los 285° y 315° respecto de la dirección de vuelo en el flujo de aire del rotor de cola puede contribuir también a cambiar el efecto del empuje de este rotor y fomentar la aparición del fenómeno.

La técnica de recuperación consiste en aplicar de manera rápida y contundente el pedal opuesto a la guiñada y simultáneamente empujar el cíclico con el objetivo de ganar velocidad. En caso de que la altitud lo permita, debe reducirse la potencia bajando el colectivo.

En julio de 1994 el NTSB publicó 4 recomendaciones de Seguridad dirigidas a la FAA en relación con la necesidad de educar y entrenar a los pilotos sobre el fenómeno. Todas ellas originaron acciones por parte de la FAA. Entre ellas la publicación una AC o «Advisory Circular» sobre el fenómeno LTE y su inclusión en el texto de referencia de formación de pilotos «Rotorcraft Flying Handbook».

Recientemente, otras comisiones de investigación de accidentes e incidentes como la AAIB británica¹⁵ y la AAIU irlandesa¹⁶ han emitido diversas recomendaciones a raíz de accidentes donde se ha identificado la contribución de LTE para que se incremente la divulgación de dicha característica entre los operadores y los pilotos, incluyendo la necesidad de incluir el fenómeno LTE en los programas de formación de los pilotos. Dichas recomendaciones iban dirigidas por un lado a las autoridades nacionales (CAA e IAA respectivamente) y por otro lado a la EASA como autoridad supranacional a nivel Europeo.

También la CIAIAC, a raíz del accidente ocurrido a un Bell 206 en 2005, emitió una recomendación de seguridad en este sentido dirigida a la DGAC.

Tanto la CAA británica como la IAA irlandesa procedieron a emitir sendas publicaciones¹⁷ con el objetivo de familiarizar a los operadores con el fenómeno LTE y recomendar a los mismos una adecuada distribución de la información entre sus tripulaciones.

Por su parte la EASA emitió en el 2010 un Boletín de seguridad¹⁸ donde se recomendaba a las autoridades nacionales que se aseguraran de que los programas de formación de pilotos de helicópteros incluyeran contenidos sobre el LTE y sus técnicas de recuperación.

No se han encontrado evidencias que demuestren que la autoridad de aviación civil alemana (LBA) o la española (AESA) hayan tomado acciones en línea con el contenido del Boletín de EASA.

¹⁵ Accidente de un Bell 206B Jet Ranger III, G-BAML el 30 de mayo de 2003. Informe Final EW/C2003/05/07. Accidente de un Robinson R44, G-SYTN el 8 de mayo de 2005. Informe final No. EW/G2005/05/07.

¹⁶ Accidente de un Bell 206B Jet Ranger II, G-AYMW el 5 de abril de 2004. Informe Final N.º 2004/0021.

¹⁷ Flight Operations Department Communication (FODCOM) 1/2004.

¹⁸ EASA SIB 2010, 12 febrero de 2010 revisado por SIB 2010-12R1 de octubre de 2010.

2. ANÁLISIS

2.1. Consideraciones sobre un posible fallo mecánico

El vuelo había transcurrido sin ningún tipo de incidencia y sin indicio de problema mecánico alguno. Durante los instantes previos a la pérdida de control no se realizó ninguna maniobra especialmente exigente que se tradujera en cargas por encima de las propias de un vuelo más o menos recto y nivelado.

Ni las declaraciones del piloto, ni las de los testigos señalan a un fallo de la planta de potencia. El estado de las palas del rotor principal así como la morfología de los daños observados en los edificios indican un contacto entre aquellas y las fachadas de estos durante el descenso antes de que el helicóptero alcanzara el suelo.

Por otro lado la rotura de los elementos de control de paso y de la conexión entre el eje de potencia y la caja del rotor principal son compatibles con una interrupción brusca del giro del rotor por impacto. Todo ello es coherente también con la situación de demanda que reflejaban las posiciones del mando de gases y el anticipador.

La aparición de un posible ruido mecánico justo antes de la pérdida de control, indicativa de un hipotético fallo mecánico y que fue manifestado por el piloto, no fue corroborada por los otros dos pasajeros. Más allá de la percepción del ruido, el piloto no mencionó ninguna anomalía en el sistema de control del rotor de cola como un bloqueo de los pedales o por el contrario una excesiva holgura en los mismos.

Los datos de mantenimiento revelaron que se habían realizado todas las inspecciones preceptivas de los sistemas relacionados con el rotor anti-par y que los componentes con vida límite, estaban controlados y dentro de límites.

Las inspecciones posteriores al accidente revelaron un comportamiento adecuado tanto de los elementos de transmisión de potencia al rotor de cola como del mecanismo de cambio de paso de sus palas desde los pedales de la cabina de vuelo.

La roturas identificadas en los componentes de la transmisión fueron analizadas en laboratorio, proporcionando indicios de rotura por sobre-esfuerzo probablemente a consecuencia de impactos sin evidencias de fallo por fatiga, corrosión, defectos de mantenimiento o de fabricación. El hecho de que los elementos desprendidos tras la rotura (pernos de sujeción de la caja de 90° del rotor de cola y adaptador de el eje de transmisión) se encontraran entre los restos principales, refuerzan la hipótesis de que el desprendimiento se tuvo que producir durante en la secuencia de impactos con los edificios y el terreno, ya cerca del lugar donde se detuvieron los restos principales. Además, las marcas que el extremo roto del eje de la transmisión y el engranaje de la caja dejaron en la carcasa exterior, no eran propias de un giro de estos elementos a

elevadas revoluciones y que además se habría prolongado en el tiempo en el caso de un fallo de la transmisión en vuelo tal como evidenciaron las simulaciones por ordenador.

Las simulaciones también señalaron que en el caso de un fallo en la transmisión en esas condiciones de vuelo, la recuperación del control se produciría sin mayor demora una vez que el piloto adelantara el cíclico, en contra de lo que ocurrió el día del accidente, cuando la respuesta del helicóptero a esta acción por parte del piloto se evidenció poco efectiva. Si bien es cierto que los resultados de un modelo teórico han de tomarse con las debidas precauciones, puede afirmarse que en este aspecto y al menos cualitativamente, el comportamiento real no respondió al esperado en un fallo de esta naturaleza.

Tanto las imágenes recuperadas de la cámara como el análisis de la trayectoria, indican que durante el descenso el helicóptero no consiguió una velocidad de traslación apreciable que, por efecto del estabilizador vertical, pudiera contribuir la recuperación del control. La reacción última del helicóptero reduciendo considerablemente la velocidad de giro a pesar de la despreciable velocidad de traslación, revela que en última instancia, de alguna manera el rotor anti-par respondía a las acciones del piloto.

2.2. Consideraciones sobre el vuelo y el fenómeno LTE

El helicóptero había despegado con un peso muy cercano al máximo certificado al despegue. La disminución del peso como consecuencia del consumo de combustible tras los veinte minutos de vuelo serían de poca entidad (20-25 kg) y por lo tanto la exigencia de potencia durante el sobrevuelo de la ciudad en esas condiciones de carga y en un día relativamente caluroso serían elevadas.

Durante la filmación, el helicóptero volaba fuera de efecto suelo (alrededor de 1.000 ft de altura), describiendo giros a derechas a una velocidad indicada (IAS) que, teniendo en cuenta la intensidad del viento dominante (10 a 12 kt del SO) y las velocidades con respecto al terreno registradas por el radar y el GPS, podía estar sensiblemente por debajo de los 30 kt durante los sectores del giro con componente del viento en cola (rumbos NE). El movimiento de cabeceo apreciado por el piloto justo antes de la pérdida de control pudo tener su origen en una racha de viento surgida en un momento en que aquél incidía por la cola.

El fenómeno de pérdida de efectividad del rotor de cola es conocido y ha sido descrito como una pérdida de sustentación cuya probabilidad de aparición se incrementa con la confluencia de varios factores. Estos factores estaban presentes en el momento de la pérdida de control: vuelo a baja velocidad (IAS < 30 kt) sin efecto suelo, virajes a derecha, elevado peso y demanda de potencia así como viento relativo incidente con componente desde la izquierda con respecto a la dirección de vuelo (azimuts entre 285° y 315°) originado por el ligero resbalamiento inducido por el piloto para mejorar el campo de visión de la cámara.

Por otro lado las características del movimiento de guiñada observadas en el accidente muestran similitudes con los resultados obtenidos en las simulaciones teóricas de ausencia de sustentación en el rotor anti-par, condición que, en cierta medida, puede considerarse representativa del fenómeno LTE.

Una vez sobrevenida la LTE la técnica de recuperación recomienda pisar pedal izquierdo y avanzar el cíclico con el objetivo de ganar velocidad de translación lo que contribuye a la estabilidad vertical.

Si bien el piloto no interpretó la situación como una LTE, en primera instancia la reacción del piloto fue en la línea de lo recomendado ante una LTE, aplicando pedal izquierdo para compensar la guiñada y su reiterada repetición de la frase «pitch down, stick forward» manifestada por uno de los ocupantes denota su intención de ganar velocidad y ceder potencia.

Sin embargo, según declaró el piloto, su primera reacción no fue adelantar el cíclico. Primero comprobó la respuesta del mando con movimientos alternativos antes de adelantarlos definitivamente. Sí bajo el colectivo, acción recomendada en caso de que haya altura de seguridad suficiente. Esta demora pudo resultar crítica en la maniobra de recuperación originando probablemente una pérdida inicial de altura que no fue acompañada de un incremento en la velocidad horizontal. Por otro lado el piloto también remarcó que en todo momento sus acciones sobre la palanca fueron suaves, en contraste con la contundencia recomendada en estos casos.

La capacidad de reacción del piloto pudo verse menoscabada por la jornada relativamente intensa, que se había iniciado a primeras horas del día incluyendo un viaje en avión para trasladarse a España.

De cualquier manera el helicóptero no alcanzó la velocidad de translación suficiente, como quedó reflejado en la filmación y por tanto no contó con el efecto estabilizador que la corriente incidente sobre el estabilizador vertical hubiera producido. Ello se tradujo en un nuevo incremento de la velocidad de rotación cuando el piloto tiró del colectivo para frenar la pérdida de altura.

El hecho de que el helicóptero sobrevolara un área urbana congestionada limitó la capacidad de reacción del piloto que cuando ya cerca del terreno, tomó la decisión de realizar una toma de emergencia, no dispuso de un lugar apropiado para aterrizar.

2.3. Consideraciones sobre el conocimiento normativo y su supervisión

Rotorflug es una compañía alemana, cuyas autorizaciones han sido emitidas por la autoridad de aviación civil de aquel país. Su operación en territorio español viene avalada por la política de reconocimiento mutuo de autorizaciones administrativas dentro de la UE,

por un AOC válido para toda Europa y una autorización como centro de formación emitida conforme a la normativa JAR (adoptada por España y por Alemania) que aún con limitaciones, incluye explícitamente la operación desde un aeródromo español.

Las operaciones de trabajos aéreos están descritas dentro del manual de operaciones aprobado conforme JAR-OPS3 y por tanto estaban autorizadas y también sometidas a los requisitos JAR, con las salvedades que la propia norma establece.

En este escenario normativo, no era necesaria una nueva autorización por parte de las autoridades españolas para operar dentro del territorio español, si bien la compañía quedaba sometida al cumplimiento de la normativa española específica en los vuelos dentro del espacio aéreo español, tal como la propia autoridad española puso explícitamente de manifiesto.

Aunque el compromiso de cumplimiento con la normativa española quedó contemplado formalmente dentro del Manual de Operaciones, el piloto no conocía el documento básico que establece las reglas del aire en territorio español esto es, el Reglamento de Circulación Aérea. Este hecho resulta más significativo si cabe, teniendo en cuenta de que se trataba del responsable de formación y de operaciones de la compañía.

Tanto la normativa europea como la alemana contemplan salvaguardas para el sobrevuelo con helicópteros mono-motores de áreas donde un aterrizaje de emergencia pueda resultar conflictivo. Estas disposiciones son recogidas por el manual de operaciones de la compañía que confía al buen criterio de los pilotos y al mantenimiento de una altura mínima de vuelo el cumplimiento de estos requisitos.

En España la normativa en este aspecto es más restrictiva y prohíbe explícitamente el sobrevuelo de ciudades a partir de cierto tamaño. El desconocimiento de esta circunstancia resultó en que la aeronave se encontraba sobrevolando una ciudad cuya población es sensiblemente superior al límite contemplado en el Reglamento español.

Este hecho pone de manifiesto la problemática asociada al desarrollo de este tipo de actividades fuera de las fronteras del estado supervisor. Los trabajos aéreos en general y la filmación aérea en particular, tienen unas características particulares en cuanto a las alturas, velocidad de vuelo y áreas de operación. A esto se añade la heterogeneidad del marco regulatorio, contribuyendo todo ello a que estas actividades difieran en muchos aspectos de las del transporte comercial objeto de regulación en JAR-OPS3.

Estas especiales características las hacen más sensibles a las particularidades del entorno de operación y por tanto exigen un conocimiento del mismo incluso más profundo que el necesario en una operación de transporte donde la aeronave se limita a despegar de un aeródromo alcanzar una altura para un vuelo de crucero más o menos rectilíneo y descender para aterrizar en el aeródromo de destino todo ello dentro de un marco regulatorio más uniforme y consolidado a nivel internacional.

El conocimiento de la normativa por parte de los pilotos del país que autoriza una operación, queda asegurada en gran parte por la validez de las licencias de vuelo, que han sido emitidas tras un proceso de estudio y familiarización con la normativa local e internacional. Sin embargo, cuando las tripulaciones operan en un país distinto y especialmente en el entorno de los trabajos aéreos donde el marco normativo es más heterogéneo, se requiere un esfuerzo adicional tanto por parte del operador como por parte de las autoridades supervisoras.

Aparentemente el operador estableció mecanismos para que los pilotos que operaban regularmente en Palma de Mallorca, estuvieran familiarizados con la normativa española. No fue así en el caso del piloto que comandaba el helicóptero accidentado, que a pesar de que con anterioridad sólo había volado circunstancialmente en España, no fue sometido a un entrenamiento específico en ese ámbito.

En el ámbito de la supervisión, si bien existió cierto contacto entre los inspectores alemanes y sus homólogos españoles, este se produjo puntualmente y sin una planificación que asegurara una adecuada distribución de tareas e intercambio de información.

Por todo ello se propone una recomendación de seguridad dirigida a la compañía para asegurar un adecuado conocimiento de la normativa del país donde operan por parte de los pilotos de Rotorflug que vuelen fuera de Alemania, ya sea de forma permanente o circunstancial. Por extensión se emiten sendas recomendaciones en este ámbito dirigidas a las autoridades supervisoras de aviación civil española y alemana para que establezcan los mecanismos necesarios que aseguren la supervisión de este aspecto. Es indudable que la participación de la autoridad del país de operación en los procesos de supervisión, tendrá efectos positivos desde el punto de vista de la correcta interpretación y aplicación de la normativa local y repercutirá favorablemente en la seguridad.

2.4. Consideraciones sobre formación en LTE

Es patente que el LTE es una causa que está detrás de gran número de pérdidas de control en la operación de helicópteros. Así ha sido reconocido por diversas autoridades y organismos que han tomado medidas dirigidas a mejorar el conocimiento que los pilotos tienen sobre este fenómeno. Sin embargo y a pesar de la participación de EASA la respuesta no puede considerarse uniforme. Ni la LBA alemana ni AESA en España han tomado medida alguna en respuesta a la recomendación emitida por EASA.

El piloto era experimentado, conocía el fenómeno y estaba familiarizado con documentación que la FAA había publicado al respecto. Sin embargo los parámetros de vuelo, no solamente durante los instantes previos al accidente sino durante todo el vuelo de filmación, dibujaban un escenario de riesgo en lo que a la posible aparición del LTE se refiere.

Ello pone de manifiesto que quizá su nivel de sensibilización sobre el riesgo asociado a la aparición de este fenómeno no era el adecuado. Esto ha de considerarse especialmente crítico si se tiene en cuenta que el piloto era el responsable de operaciones en vuelo en la compañía y por tanto encargado de fomentar el conocimiento y prevención de este fenómeno entre los pilotos de la compañía.

Parece justificado por tanto incidir de nuevo tanto a nivel de la compañía como a nivel de las autoridades en la necesidad de incrementar la sensibilidad de los pilotos ante el LTE con el objetivo de prevenir configuraciones de vuelo que puedan favorecer la aparición del fenómeno. Se emiten dos recomendaciones de seguridad en esta línea.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- El helicóptero contaba con un certificado de aeronavegabilidad en vigor y había cumplido con su programa de mantenimiento aprobado.
- El centrado del helicóptero se encontraba dentro de límites y el peso era próximo al peso máximo autorizado al despegue.
- El piloto contaba con la licencia de vuelo y certificado médico, ambos en vigor.
- Las autorizaciones para la realización de trabajos aéreos emitidas en el país de origen (Alemania) fueron automáticamente validadas en España.
- El vuelo transcurrió sin evidencia de ningún fallo desde el momento del despegue hasta la pérdida súbita de control.
- Durante el vuelo sobre la zona de filmación la aeronave describió giros de 360° a una altura entre los 700 ft y los 1.000 ft. La velocidad (GS) se mantuvo en el entorno de los 30 kt.
- Durante las órbitas el piloto inducía un leve resbalamiento hacia el centro de las mismas para mejorar el campo de visión de la cámara.
- El viento en la zona de vuelo a la hora del accidente era moderado e incidía por la cola del helicóptero en determinados sectores de los giros.
- Las circunstancias del vuelo en términos de velocidad, dirección de giro, peso y altura han sido identificadas como de riesgo desde el punto de vista de la probabilidad de aparición del fenómeno LTE.
- El piloto conocía el fenómeno de pérdida de efectividad del rotor de cola y estaba familiarizado con documentación de referencia publicada por la FAA que discute el mismo.
- Los ensayos e inspecciones realizados en los restos de la aeronave no proporcionaron evidencias de fallo mecánico alguno en el sistema de rotor anti-par.
- El Helicóptero sobrevolaba un área urbana congestionada.
- El piloto no conocía el Reglamento de Circulación Aérea.

- Las inspecciones realizadas en las instalaciones de la compañía en España no habían comprobado la existencia de un procedimiento para asegurar que las tripulaciones tenían el adecuado conocimiento de la normativa aeronáutica española.
- La autoridad del país donde se realizaba la operación (España) no participó en las actividades de supervisión.
- Ni la autoridad supervisora española (AESA) ni la alemana (LBA) han tomado medidas en respuesta a la emisión por parte de EASA del boletín de seguridad SIB 2010-12R1 sobre formación en LTE de los pilotos de helicópteros.

3.2. Causas

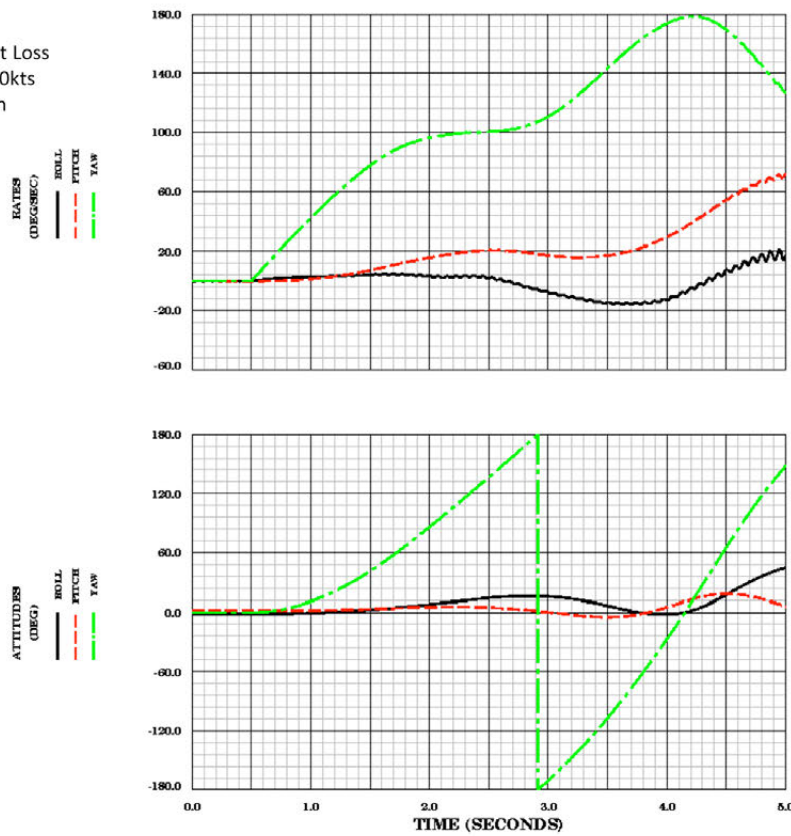
La causa probable del accidente fue la pérdida de control consecuencia de la aparición del fenómeno de pérdida de efectividad del rotor de cola.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

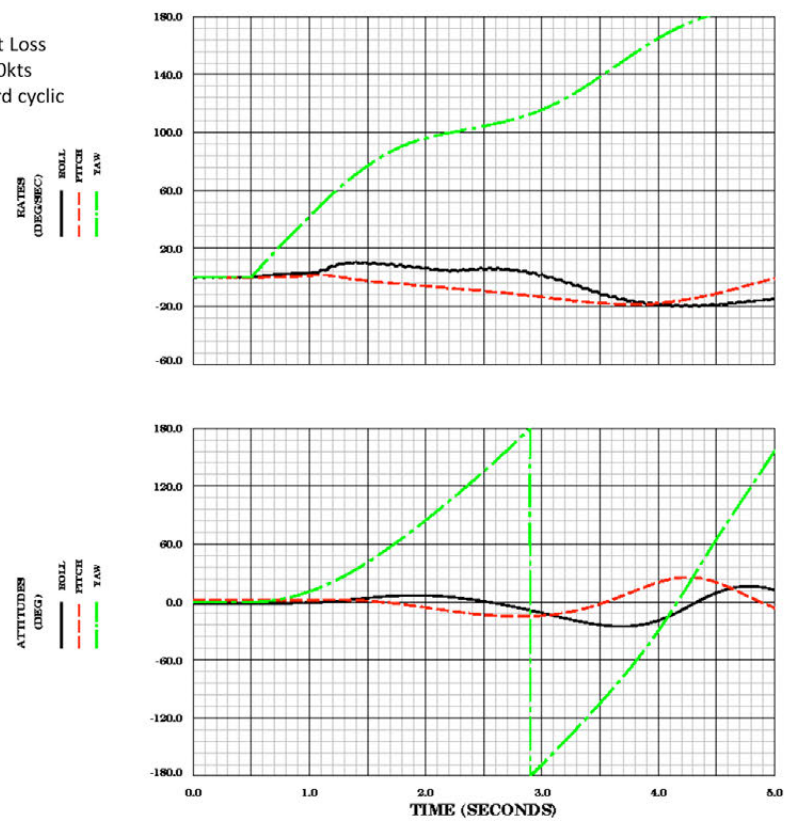
- REC 61/12.** Se recomienda al operador Rotorflug GmbH que establezca las medidas necesarias para intensificar la sensibilización de sus pilotos ante el fenómeno de LTE y en particular ante peligro que supone volar en condiciones de vuelo que aumenten la probabilidad de aparición del fenómeno.
- REC 62/12.** Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) y al Luftfahrt Bundesamt (LBA) que tomen medidas en línea a lo recomendado por la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) en el SIB 2010-12R1.
- REC 63/12.** Se recomienda al operador Rotorflug GmbH que establezca procedimientos que aseguren que todos sus pilotos que realicen actividades de trabajos aéreos fuera de Alemania, estén convenientemente familiarizados con la normativa aeronáutica local del estado de operación.
- REC 64/12.** Se recomienda a la LBA que, dentro de las actividades de supervisión de los operadores alemanes que desarrollen actividades de trabajos aéreos en otros estados y en colaboración con éstos, verifique que se establezcan procedimientos para asegurar que los pilotos de estos operadores estén convenientemente familiarizados con la normativa aeronáutica local del estado donde operan.
- REC 65/12.** Se recomienda a AESA que se asegure, en coordinación con las autoridades supervisoras del país de origen, que los operadores extranjeros que realicen operaciones de trabajos aéreos en España conocen la normativa aeronáutica española y la tienen en cuenta en sus procedimientos.

ANEXO I
Resultados de las simulaciones
para IAS 20 kt

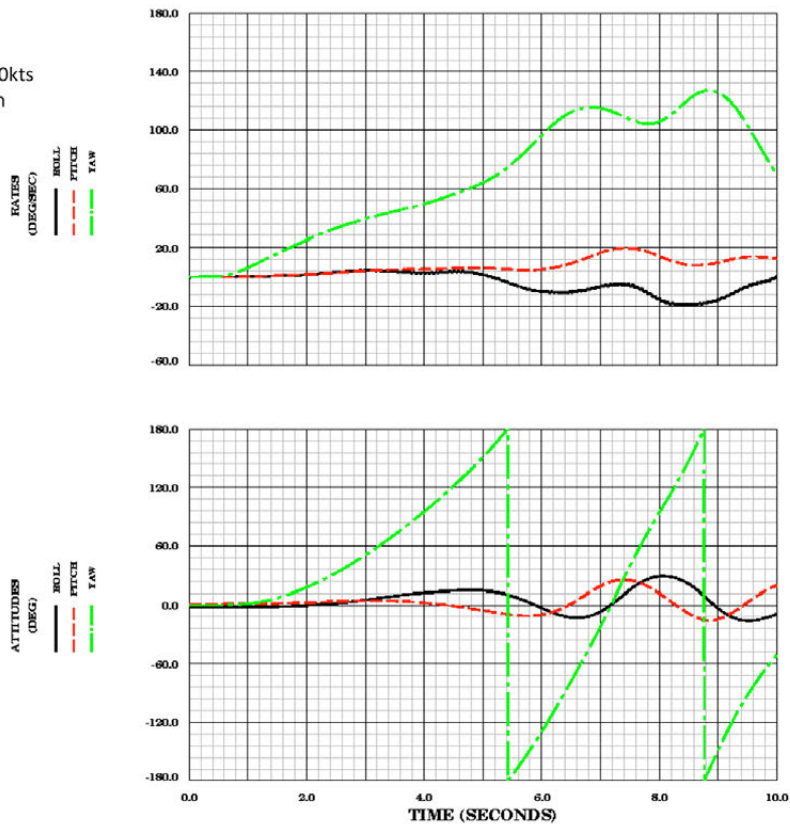
Case #2
 Instant Jet Thrust Loss
 Forward Flight-20kts
 No Pilot Reaction



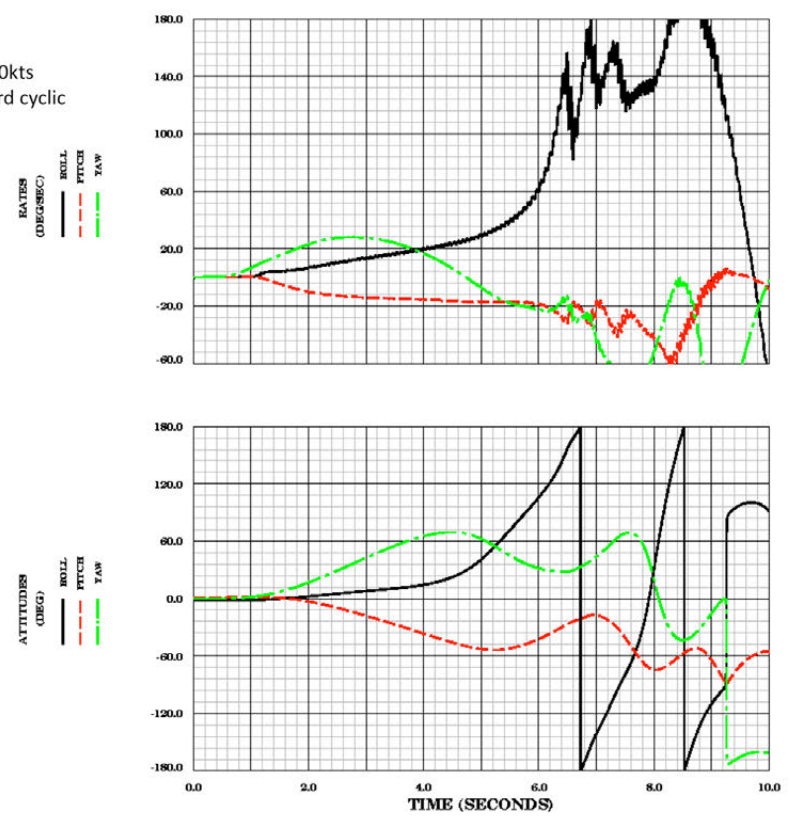
Case #4
 Instant Jet Thrust Loss
 Forward Flight-20kts
 Pilot adds forward cyclic



Case #6
 T/R Torque Loss
 Forward Flight-20kts
 No Pilot Reaction



Case #8
 T/R Torque Loss
 Forward Flight-20kts
 Pilot adds forward cyclic



RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 12 de mayo de 2012; a las 17:30¹ h local
Lugar	Aeródromo de La Mancha, entre los municipios de Villa de Don Fadrique y Quero (Toledo)

AERONAVE

Matrícula	EC-GND
Tipo y modelo	GROB 102 ASTIR CS
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	N/A
Número de serie	N/A

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	44 años
Licencia	Piloto de velero
Total horas de vuelo	80 h
Horas de vuelo en el tipo	70 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aproximación – Circuito de tránsito – Tramo final

INFORME

Fecha de aprobación	25 de julio de 2012
---------------------	----------------------------

¹ Las horas empleadas en este informe son las locales. Para obtener la hora UTC hay que restar dos unidades a la hora local.

1. INFORMACION SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 12 de mayo de 2012 el velero Grob 102 Astir CS, matrícula EC-GND, realizaba un vuelo privado con origen y destino en el aeródromo de La Mancha.

El piloto regresó al aeródromo para aterrizar, entrando en el tramo de viento en cola derecha para la pista 10. Cuando se encontraba en dicho tramo el piloto notificó que estaba muy alto y que para perder altura iba a realizar un circuito de tráfico. Cuando hubo terminado el descenso se incorporó de nuevo al circuito, y durante el viraje al tramo base estimó su posición muy baja. Ya en final, y convencido de no poder alcanzar la pista, decidió realizar una toma fuera de campo virando 90° hacia el norte hacia una tierra de cultivo próxima.

El piloto resultó ileso y la aeronave sufrió daños importantes.

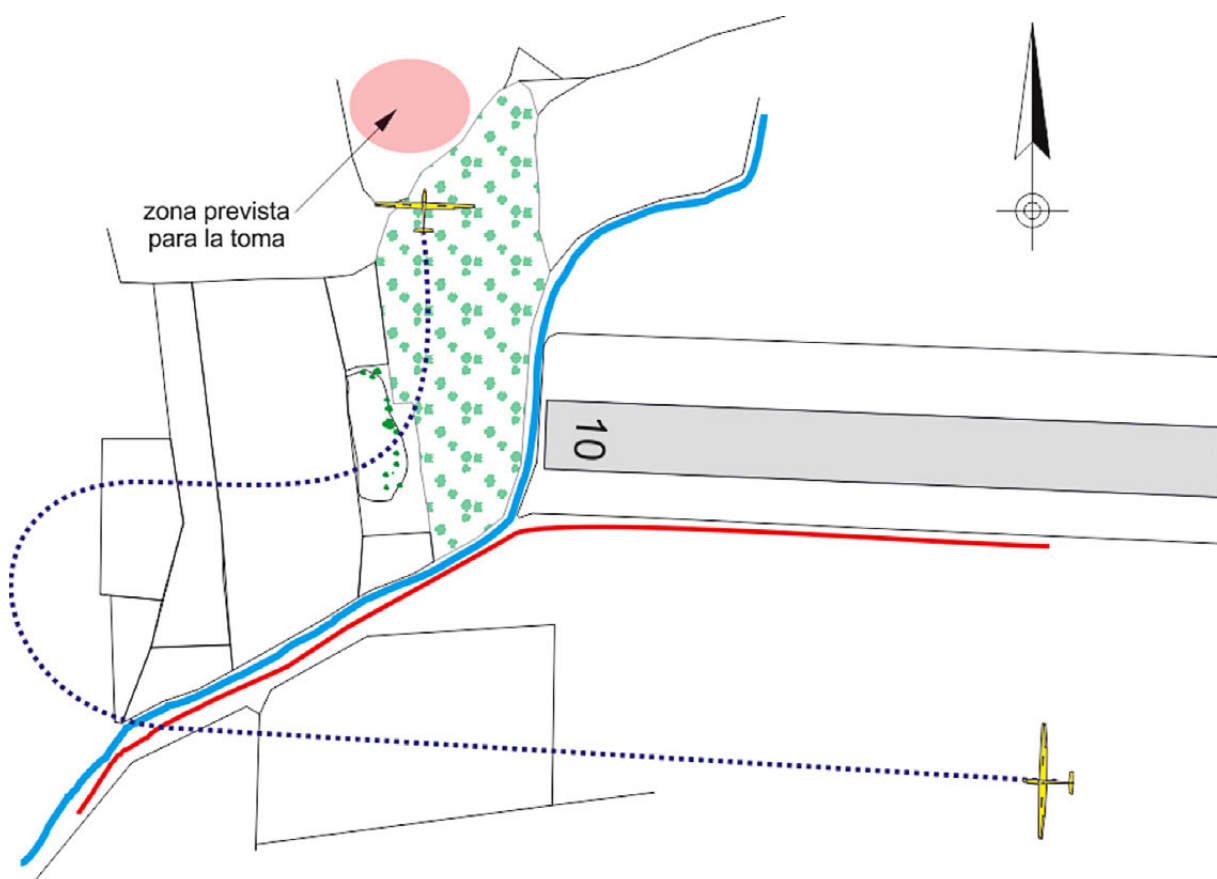


Figura 1. Trayectoria de la aeronave en circuito del aeródromo

1.2. Información personal

El piloto estaba en posesión de una licencia de piloto de planeador válida hasta el 12 de agosto de 2012 y reconocimiento médico válido hasta el 3 de marzo de 2013.

La actividad de ese día había comenzado a las 14:00 h. En los últimos 30 días el piloto había volado 4 h y en los últimos 90 días 10 h.

1.3. Información de aeronave

La aeronave disponía de un certificado de aeronavegabilidad en vigor.

El último mantenimiento fue realizado el 7 de abril de 2012, cuando el velero contaba con 1.988 h de vuelo y 2.930 vuelos. Este mantenimiento correspondía a una inspección de 500 horas o anual y fue realizada por dos Técnicos de Mantenimiento de Aeronaves (TMA) de conformidad con la parte M, y de acuerdo con la revisión se consideró esta aeronave apta para el servicio.



Figura 2. Aeronave tras el impacto

1.4. Información meteorológica

Los datos meteorológicos registrados en las estaciones automáticas cercanas indican que la situación más probable en el lugar y hora del accidente fue de viento flojo, variable (entre 2 y 6 km/h), con alguna racha de hasta 13 km/h, nubosidad alta y temperatura entre 33 y 35 °C.

1.5. Información de aeródromo

El aeródromo está situado en la provincia de Toledo, entre las localidades de Villa de Don Fadrique y Quero. Sus coordenadas son 39° 33' 20" N y 003° 15' 06" W, y su elevación es de 670 m.

La pista es de tierra compacta y tiene unas dimensiones de 1.650 m de largo por 60 m de ancho. La orientación de la pista es 10-28, y todos los circuitos de tráfico se realizan al sur de la pista.

Las comunicaciones aire-aire se realizan en las frecuencias 123.50 y 123.45 MHz.

Según los procedimientos del aeródromo el punto de notificación viento en cola está a 500 m de la pista y equidistante a ambas cabeceras. La altura para este punto es de 250 m. En base la altura mínima son 150 m y en final 100 m. No están permitidos en circuito los virajes por debajo de 150 m salvo para base o final.

En las proximidades de la cabecera de la pista 10 hay un retamar que tiene una altura de unos 3 m y entre el retamar y la pista hay una acequia de unos dos metros de profundidad.

1.6. Declaración de testigos

Un testigo cualificado, que también es piloto de velero, afirmó que vio al velero entrar en circuito de tráfico y dar una vuelta para perder altura porque iba muy alto. No volvió a ver a la aeronave hasta que estuvo establecida en el tramo base. Una vez que el velero estuvo en el tramo de final, a más de 200 m de la cabecera de la pista 10, vio como cambió su rumbo a la izquierda. Apreció que el velero iba bajo, pero según su opinión podría haber alcanzado la cabecera de la pista 10. Después de la toma calculó que el velero quedó detenido a unos 100 m de la pista

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Las condiciones meteorológicas eran óptimas para el vuelo. El vuelo se desarrolló con normalidad hasta que la aeronave alcanzó el circuito del aeródromo y, en el tramo de viento en cola, el piloto consideró que se encontraba bastante alto por lo que decidió realizar otro circuito para perder altura.

Al finalizar el segundo circuito de tráfico, el velero descendió por debajo de la altura mínima del circuito y, cuando se encontró en el tramo base, el piloto tuvo que decidir entre alcanzar la pista, con la dificultad de librar los arbustos y la acequia que discurría delante de la cabecera 10, o hacer una toma fuera de campo.

Finalmente decidió hacer una toma fuera de campo, sobre un campo de cultivo, para lo que tuvo que realizar un viraje hacia su izquierda de aproximadamente 90°. La pérdida de altura como consecuencia del viraje le impidió alcanzar la zona inicialmente elegida y tuvo que aterrizar en la zona cubierta de retamas que sobrevolaba.

Se considera que aunque la decisión de hacer una toma fuera de campo pudo ser más conservadora que la de intentar librar los obstáculos de la cabecera, la errónea estimación de la pérdida de altura sufrida durante el segundo tráfico más la que se produjo en el último viraje, probablemente por la falta de experiencia, le hizo imposible salvar la situación sobrevenida.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 12 de agosto de 2012; 13:20 h
Lugar	Aeródromo de Santa Cilia de Jaca (Huesca)

AERONAVE

Matrícula	EC-FKP
Tipo y modelo	ROLLADEN SCHNEIDER LS-7
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	No tiene
Número de serie	

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	54 años
Licencia	Piloto de planeador
Total horas de vuelo	150 h
Horas de vuelo en el tipo	9:30 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación General – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	19 de septiembre 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

A las 12:50 h del domingo 12 de agosto de 2012, el planeador Rolladen Schneider LS-7, matrícula EC-FKP, que estaba ocupado únicamente por el piloto, comenzó a ser remolcado por una aeronave. El despegue y ascenso fueron normales, produciéndose el desenganche de ambas aeronaves a unos 800 m de altura.



Figura 1. Vista general de la aeronave

Tras un vuelo de unos 25 minutos de duración, el piloto decidió volver al campo.

En el aeródromo de Santa Cilia de Jaca el circuito de aeródromo para las aeronaves sin motor está establecido al norte del campo, sea cuál sea la pista en servicio. Los pilotos de velero han de reportar posición entrando en viento en cola.

El piloto se incorporó al tramo de viento de cola, completó el tramo de base y viró a final para aterrizar en la pista 27.

En corta final se produjo el impacto del velero contra un talud que hay en el área de aproximación a la pista 27, a la vez que el plano derecho se enganchó en unos matorrales. A consecuencia de ello la aeronave volvió a elevarse, a la par que iniciaba un giro a la derecha, para precipitarse posteriormente contra el suelo, quedando detenida a escasos metros del comienzo del área asfaltada que hay por delante de la cabecera de la pista 27.

1.2. Lesiones a personas

El piloto se quejaba de fuertes dolores en el pecho, por lo que permaneció en el interior de la aeronave hasta que llegaron los servicios médicos, que procedieron a su exploración, rescate y posterior evacuación a un hospital de la zona, donde fue sometido a un reconocimiento en el que no se encontró ninguna lesión de importancia, por lo que fue dado de alta ese mismo día.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave se partió en dos, debido a la fractura del fuselaje en una zona situada ligeramente por detrás de los planos.

La parte delantera e inferior del morro de la aeronave presentaba roturas y deformaciones producidas por el impacto contra el terreno.

1.4. Información sobre el personal

El piloto disponía de licencia de piloto de planeador (TGLI) válida hasta el 19-05-2013, así como de certificado médico de clase 2 con validez hasta el 5-05-2013.

Su experiencia de vuelo alcanzaba un total de 150 h, de las cuales 9:30 h las había realizado en el tipo de aeronave del accidente.

1.5. Información sobre la aeronave

La aeronave accidentada pertenece al modelo «Rolladen Schneider LS-7», que es un planeador monoplaza de altas prestaciones. El avión accidentado fue fabricado por la compañía Rolladen-Schneider Flugzeugbau GmbH en el año 1988, con el número de serie 7022.

Disponía de certificado de revisión de la aeronavegabilidad, emitido el 15/06/2012, con validez hasta el 16/06/2013.

En el momento del accidente contaba con 1.484:40 h de vuelo.

La última revisión de mantenimiento a la que había sido sometida fue del tipo «anual» y se llevó a cabo el 9-04-2012, contando en ese momento la aeronave con 1.478 h de vuelo.

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

El sector de aproximación a la pista 27, visto en el sentido de la aproximación, es sumamente llano y está prácticamente a la misma cota que la pista, hasta unos 330 m antes del umbral de pista, en la que atraviesa el barranco del «Ibón». En ella, el terreno desciende durante 160 m, en los cuales baja 20 m. A partir de ese punto el terreno comienza a elevarse suavemente hasta que alcanza el borde inferior del talud, que se encuentra a una cota de 676 m. El talud se extiende 30 m en los que asciende 13 m. Desde el borde superior del talud hasta el umbral de pista el terreno ya es sensiblemente horizontal.

La aeronave quedó detenida en la franja de terreno situada entre el borde superior del talud y el comienzo del área asfaltada que hay por delante de la cabecera de la pista 27.



Figura 2. Daños en la zona delantera inferior del fuselaje

El avión estaba partido en dos trozos, que formaban un ángulo de unos 90° entre sí. La parte delantera abarcaba desde el morro hasta una zona situada ligeramente por detrás de los planos, en tanto que la parte trasera comprendía el resto de la aeronave.

La primera de ellas estaba orientada en un rumbo aproximado de 20° y la segunda en 290°.

El talud se encontraba cubierto por una masa de hierba alta sumamente densa que ocultaba

totalmente el terreno, y entre la que se intercalaban algunos arbustos. Debido a esta circunstancia no fue posible encontrar marcas en el terreno que hubieran sido hechas por la aeronave. Así mismo, se observó que la hierba se encontraba tumbada en numerosas zonas, por lo que se trató de averiguar si alguna de ellas había sido producida por el contacto de la aeronave, concluyéndose que aunque no era posible determinarlo indubitadamente, sí parecía haber una zona situada ligeramente a la derecha de la prolongación del eje de pista, vista en el sentido de la aproximación, en la que podría haber contactado el extremo del plano derecho de la aeronave.

1.7. Ensayos e investigaciones

1.7.1. Declaraciones

1.7.1.1. Declaración del piloto

El piloto declaró que el día del suceso el viento dominante era de dirección Oeste y de unos de 5 kt de intensidad.

En corta final se quedó con poca velocidad, unos 90-95 km/h (la velocidad de aproximación es de 100 km/h), coincidiendo con una racha de viento del Oeste de unos 10 kt.

Al ver que no llegaba a la pista, decidió picar para ganar velocidad aprovechando que el terreno situado antes de la cabecera se encuentra a una cota inferior a la de la pista, con la intención de utilizar la velocidad ganada para incrementar la altura del avión un poco antes de llegar al talud y de esa forma poder salvarlo y alcanzar la pista.

Cree que probablemente chocó con el tren de aterrizaje contra el talud y que debido a ello la aeronave fue lanzada hacia arriba, para luego caer de morro casi en el umbral de la pista.

A continuación, debido a unos matorrales, el ala derecha se frenó y la aeronave inició un giro brusco hacia la derecha, tras el que quedó detenida.

1.7.1.2. Declaración de un testigo

Una persona que se encontraba en la zona de estacionamiento del aeródromo indicó que vio al velero cuando éste se encontraba en el tramo de final. Añadió que le pareció que iba un poco alto, aunque iba perdiendo altura rápidamente. Fijó su atención en los planos del velero y observó que los aerofrenos estaban desplegados.

Ya en corta final, vio que el velero continuaba con los aerofrenos desplegados, aunque inmediatamente después el piloto los retrajo. En ese momento la aeronave estaba a muy poca altura, precisando el testigo que le pareció que estaba más baja de lo que suele ser habitual. Instantes después la perdió de vista al quedar oculta por una pequeña elevación del terreno, no volviendo a verla en vuelo posteriormente.

Con respecto a las condiciones meteorológicas, indicó que a la hora del suceso ya había comenzado la actividad térmica, y que no había ninguna circunstancia significativa. En cuanto al viento, soplaba desde el oeste con una intensidad media de 5 kt, con rachas de 10 kt.

2. ANÁLISIS

De acuerdo con las declaraciones del piloto de la aeronave y del testigo que se encontraba en tierra, durante la aproximación final la aeronave debió quedarse excesivamente alta.

En esa situación, el piloto actuó correctamente extendiendo los aerofrenos, ya que esta acción le permitiría perder altura de forma más rápida, y le posibilitaría situar la aeronave en la senda de planeo correcta a la pista.

El piloto reconoció que la aeronave perdió demasiada velocidad, quedándose en 90-95 km/h, lo que supone entre 5 y 10 km/h por debajo de la velocidad de referencia.

Por su parte, el testigo que estaba en tierra indicó que cuando los aerofrenos fueron retraídos, la aeronave estaba muy próxima a la pista y que su altura era menor de la normal.

De lo anterior parece deducirse que el piloto mantuvo sacados los aerofrenos más tiempo del necesario, lo que propició que la aeronave quedase con una velocidad menor que la de referencia.

Ante el riesgo de que la aeronave entrase en pérdida por baja velocidad, el piloto trató de incrementar la velocidad de la aeronave. Al no tener motor, la única fuente de potencia disponible es la energía potencial. Consecuentemente, el piloto puso la aeronave en actitud de picado con el fin de ganar velocidad a costa de perder altura. Posiblemente logró aumentar ligeramente la velocidad, pero dada la poca altura que tenía, el incremento conseguido no fue suficiente para remontar posteriormente el talud.

3. CONCLUSIONES

El accidente analizado en el presente informe fue causado por una actuación demasiado prolongada sobre los aerofrenos de la aeronave, a consecuencia de la cual la velocidad de ésta se redujo por debajo de la velocidad de referencia.

La escasa experiencia del piloto en el tipo de aeronave pudo ser un factor contribuyente en el suceso.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-005/2008	23-02-2008	EC-FVO	SIKORSKY S-61N	Playa de San Jorge (Ferrol - A Coruña)	135
IN-010/2011	09-04-2011	EC-IJS	Bombardier CL600-2B19	Menorca Airport (LEMH), Maó (Menorca)	157
A-023/2011	11-07-2011	EC-JLB	Air Tractor AT-802A	San Carles de la Ràpita (Tarragona)	185
A-032/2011	18-09-2001	D-HONY	Bell 206B	El Puerto de Santa María (Cádiz)	197

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
AAIB	Air Accidents Investigation Board
AAIU	Aircraft Accident Investigation Unit
ADV	Advanced
AENA	Spain's airport and air navigation authority
AESA	State Aviation Safety Agency
AGL	Above Ground Level
AIP	Aeronautical Information Publication
AIS	Airport Information Service
AOC	Air Operator Certificate
ARC	Airworthiness Review Certificate
ASW	Anti-Submarine Warfare
ATC	Air Traffic Control
ATIS	Air Traffic Information Service
ATS	Air Traffic Service
ATPL(A)	Airline Transport Pilot License (Airplane)
ATPL(H)	Airline Transport Pilot License (Helicopter)
CAA	British Civil Aviation Authority
CAMO	Continuous Airworthiness Management Organization
CAVOK	Ceiling And Visibility OKay
CEANITA	Comisión de Estudio y Análisis de Notificaciones de Incidentes de Tránsito Aéreo
CIAIAC	Spain's Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission
CMM	Component Maintenance Manual
CPL(H)	Commercial Pilot License (Helicopter)
CRM	Cockpit Resource Management
CTR	Control Zone
CZCS	Regional Rescue Coordination Center - Finisterre
CV	Cheval-vapeur
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
DME	Distance Measurement Equipment
E	East
EASA	European Aviation Safety Agency
EU-OPS	European Union – Operations
FA	Flight Attendant
FAA	Federal Aviation Administration
FCL	Flight Crew License
FD	Flight Director
FI(H)	Flight Instructor (Helicopter)
FLIR	Forward Looking Infrared
FMS	Flight Management System.
FODCOM	Flight Operations Department Communication
ft	Feet
FTO	Flight Training Organization
GPS	Global Positioning System
GS	Ground speed
h	Hour(s)
HP	Horse Power
IAA	Irish Aviation Authority
IAS	Indicated Airspeed
ICAO	International Civil Aviation Organization
ILS	Instrumental Landing System
INTA	National Institute for Aerospace Technology
IR(H)	Instrument flight Rating (Helicopter)
JAR-FCL	Joint Aviation Requirements-Flight Crew License
JAR-OPS	Joint Aviation Requirements-Operations

Abbreviations

kg	Kilogram(s)
km	Kilometer(s)
kt	Knot(s)
lb	Pound(s)
LBA	Germany's Civil Aviation Authority
LEMH	Menorca Airport
LTE	Loss of Tail Rotor Effectiveness
m	Meter(s)
MD	Multifunction Display
ME(H)	Multi Engine (Helicopter)
METAR	Meteorological Aerodrome Report
MHz	Megahertz(s)
mm	Millimeter(s)
MTOW	Maximum Take Off Weight
N	North
NE	Northeast
NM	Nautical miles
NOTAM	Notice to Airman
NTSB	National Transportation Safety Board
OPF	Operational Flight Plan
OSN	Operational Safety Notice
P/N	Part Number
PF	Pilot Flying
PPL(H)	Private Pilot License (Helicopter)
QNH	Atmospheric Pressure at sea level
RCA	Spanish Air Traffic Regulations
rpm	Revolutions per minute
RWY	Runway
SAETA	Servicios Aéreos Europeos y Tratamientos Agrícolas
SIB	Service Information Bulletin
SSR	Surveillance Radar
STC	Supplemental Type Certificate
SUP	Supplement
SW	Southwest
TRI	Flight instructor type rating
TWR	Tower
UTC	Coordinated Universal Time
US	United States
VFR	Visual Flight Rules
VHF	Very High Frequency
VOR	VHF Omnidirectional Range
W	West
Zn	Zinc

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On 23 February 2008, a SIKORSKY S-61N helicopter, registration EC-FVO, based at the A Coruña Airport as the "Helimer Galicia", was dispatched at 20:14 to take part in the search for a body that had been sighted floating in the vicinity of the south part of the Playa de San Jorge (San Jorge Beach, Ferrol, A Coruña).

The helicopter took off at 20:20 and reached the area 20 minutes later to join the search and rescue efforts. Barely five minutes after its arrival its crew was informed that a crewmember from a Civil Guard patrol boat had fallen into the water.

At around 21:00, the crew of the helicopter spotted said crewmember some 150 m away from the beach and made preparations to rescue him. The atmospheric conditions were suitable for the operation and the sea seemed calm, though there was a strong swell.

A rescue swimmer lowered on the helicopter's external hoist managed to reach the crewmember that had fallen from the patrol boat. He secured him to the cable and gave the signal to be raised. During this maneuver, with the cable tense and both men still in the water, they were struck by a wave that broke the hoist cable, leaving them both in the water. It was approximately 21:20.

The crewmember that had fallen from the patrol boat disappeared. The rescue swimmer was spotted from the helicopter and guided toward the shore, from where he was raised using an internal hoist onboard. The helicopter continued to take part in search and rescue activities and returned to the A Coruña Airport at 22:55.

Search efforts continued all night and the body of the crewmember who had fallen from the patrol boat was found the next day, 24 February 2008, at 10:15.

Over the course of the same search operation, another crewmember from the same patrol boat and two from another vessel also fell into the water and swam ashore.

1.2. Personnel information

The helicopter crew consisted of two pilots, two rescue swimmers and two hoist operators. Although the minimum crew required for rescue operations with an external hoist consists of only one hoist operator, a second operator was onboard doing training.

The pilot in command of the helicopter had a JAR-FCL commercial pilot license –CPL(H)– issued in Spain on 15/03/1988 and valid until 22/07/2010. He had SIKORSKY 61 and instrument –IR(H)– ratings valid until 21/07/2008 and a class 1 medical certificate valid until 23/06/2008.

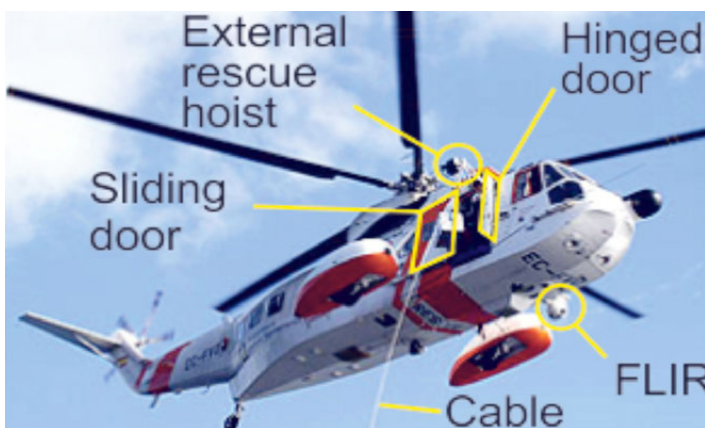
The helicopter copilot had a JAR-FCL helicopter airline transport pilot license –ATPL(H)– issued in Portugal on 07/02/2008 and valid until 07/02/2013. He had SIKORSKY 61 and instrument –IR(H)– ratings valid until 03/03/2008, Aerospatiale SA365/365N and multiengine –ME(H)– ratings valid until 31/01/2009, a Robinson 22 rating valid until 24/05/2008 and a flight instructor rating –FI(H)– valid until 24/05/2009. He also had a valid class 1 medical certificate valid until 01/09/2008.

The rest of the crew satisfied the requirements specified in the operator’s Operations Manual to engage in rescue operations with an external hoist. The hoist operator under instruction was training as per the requirements of the corresponding training program.

1.3. Aircraft information

The SIKORSKY S-61N helicopter model, certified in the US by the FAA in 1962, is a civilian version of the SH-3 “Sea King” ASW (anti-submarine warfare) military helicopter developed by Sikorsky in the late 1950s.

It is an amphibious helicopter with a watertight hull and sponsons to provide stability in the water such that it can land on and take off from water. The main landing gear is retractable and its legs are housed in the sponsons. It is designed to transport personnel (up to 30 passengers) and cargo, the latter of which can be transported inside or externally hanging from a sling. Also, as in the case at hand, it can be



Photograph 1

outfitted with a hoist to raise people or cargo onboard while the helicopter is in the air. There is a cargo door on the right side that closes by means of a sliding hatch and a hinged door that opens forward, in the direction of motion. These features make the S-61N a widely used helicopter for transporting people and cargo between land and oil rigs at sea, for various types of aerial work and for search and rescue operations.

It is outfitted with two General Electric CT58-140-2 engines, each capable of delivering a maximum continuous power of 1,267 CV (1,250 HP) and a maximum takeoff power of 1,420 CV (1,400 HP) to the shaft.

It has a conventional rotor configuration with a main and a tail rotor, both with five blades. They are driven by the engines through a transmission gear and are controlled by the helicopter's flight control systems.

1.3.1. *Airframe*

Manufacturer:	Sikorsky Aircraft Corporation
Model:	S-61N
Production number:	61756
Year of manufacture:	1975
Registration:	EC-FVO
Operator:	INAER HELICÓPTEROS OFF-SHORE

1.3.2. *Airworthiness certificate*

Number:	3,665
Type:	Normal
Category:	Large Rotorcraft
MTOW:	9,298.8 kg
Issue date:	20/02/2006
Renewal date:	02/02/2007
Expiration date:	01/03/2008

1.3.3. *Maintenance records*

At the time of the incident the helicopter had 27,565:40 total flight hours and 36,375 total cycles.

The table below lists the inspections specified in the maintenance program, their corresponding intervals and their completion status on the helicopter:

Inspection	Interval	Scheduled	
		Last	Next
1A (Areas 1, 2, 3, 4, 5)	40 (+5) hours ²	27,555:00	27,595:00 (+5)
	30 days	12/02/2008	17/03/2008
2B (Area 1)	240 (+5) hours	27,422:20 10/08/2007	27,662:20 (+5)
2B (Area 3)		27,422:20 10/08/2007	27,662:20 (+5)
2B (Area 4)		27,422:20 10/08/2007	27,662:20 (+5)
2B (Area 5)		27,422:20 10/08/2007	27,662:20 (+5)
3B (Area 1)	720 (+5) hours	27,185:35 17/01/2007	27,905:35 (+5)
3B (Area 3)		27,185:35 17/01/2007	27,905:35 (+5)
C	2.400 (+40) hours	26,508:15	29,908:15 (+40)
	3.5 years	21/01/2008	21/07/2011
D	14,400 (+40) hours	24,307:50	38,707:50
	15 (+1) years	03/04/1997	03/04/2012

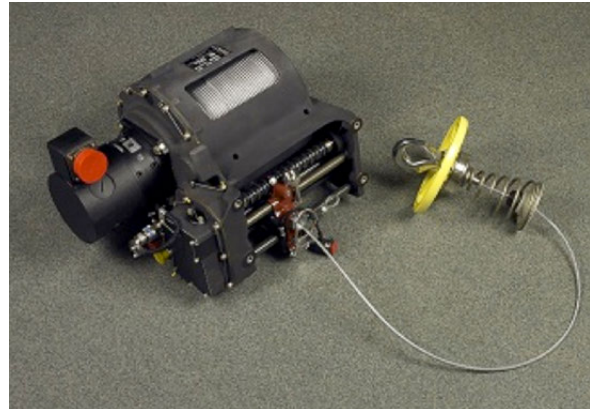
1.3.4. Engines

Manufacturer:	General Electric Company	
Position:	N.º 1	N.º 2
Model:	CT58-140-2L	CT58-140-2
Production number:	295-261C	295-051C
Installation date:	14/10/2003	08/05/2007
Total flight hours:	22,686:08 h	27,221:17 h
Last overhaul:	19,317:04 h	21,088:59 h
Remaining hours:	4,630:56 h	1,868:02 h

² The number in parentheses corresponds to the tolerance allowed by the Approved Maintenance Program for this aircraft.

1.3.5. Rescue hoist

The helicopter was equipped with an electric rescue hoist manufactured by Goodrich Actuation Systems (formerly Lucas Air Equipment) and designed for operation onboard helicopters. It was certified to raise or lower people or cargo weighing up to 267 kg (600 lb) with the helicopter in a hover and at a maximum operating angle not to exceed 20° from the vertical.



Photograph 2

The system consisted of a variable-speed electric hoist, an electronic control box and an actuator. The hoist, installed on the outside of the helicopter above the cargo door, allows up to 90 m of cable to be reeled out or in at a speed of between 0 and 0.75 meters/second.

The hoist uses a 94.5 m long galvanized steel cable consisting of 19 cords with 7 wires each and a nominal breaking load of 1,533 kg (3,380 lb). The first 4.5 m of cable on the reel are not usable and must not be unreeled under normal conditions. This section of cable is painted yellow for easy identification.

The table below shows the basic information for the hoist and cable installed on the helicopter at the time of the incident:

Manufacturer:	Goodrich Actuation Systems
Model:	76378-260-D
Serial number:	266
Installation date:	24/01/2008
Last overhaul:	14/09/2007
Total cycles:	2,117 ³
Cycles since last overhaul:	152 (the incident occurred on cycle 153)
Remaining cycles:	848 cycles

³ In the CMM (Component Maintenance Manual) of the hoist, a cycle is defined as:

- in flight, a lower and raise motion, regardless of the length of cable unreeled or the load used, or
- on the ground, a lower motion equal to or greater than 5 meters plus an equivalent raise, regardless of the load used.

Date cable was installed: 14/09/2007

Cable remaining cycles: 348 cycles

The hoist maintenance program calls for inspections every 6 and 12 months and every 25 and 50 cycles. The time between overhaul is 10 years or 1,000 cycles, whichever comes first.

In this case, the 6-month inspection had been conducted on 30/01/2008 and the last 25+50-cycle inspection had been on 22/02/2008, the day before the incident, with 152 cycles.

The cable mounted on the hoist was from a batch that during the breaking strength test, conducted as part of manufacturing quality control, had broken at a load of 1,890 kg (4,171 lb). As far as the maintenance is concerned, after each mission flown by the helicopter, the cable has to be washed with fresh water and inspected for damage during the cleaning process. In this case, the cable had last been washed and inspected on the day before the incident with 152 cycles. The cable is limited to 500 cycles.

1.4. Medical and pathological information

The autopsy report on the body of the crewmember that fell from the patrol boat lists the cause of death as “mechanical asphyxia from submersion”, the mechanism of death being “mechanical asphyxia from submersion with water penetration in the respiratory passages, followed by pulmonary edema resulting in respiratory failure and exitus”.

1.5. Tests and research

1.5.1. *Analysis of the recording from the helicopter’s FLIR camera*

The helicopter was equipped with an external FLIR (Forward-Looking Infrared) camera, located on the lower left side at the front of the fuselage. This camera can record images in the visual and infrared spectra and is operated by the rescue swimmer who stays onboard the helicopter, operations permitting.

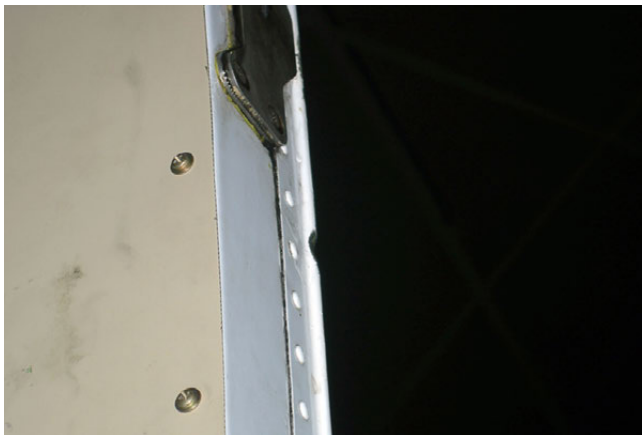
In this case, the entire rescue operation was recorded, yielding 20:41 minutes of footage, the contents of which are described below. The time stamps are referenced from the start of the rescue operation.

Time stamp	Content
START	The rescue swimmer and the victim are in the water. The rescue swimmer is preparing the victim to be lifted to the helicopter. The victim is not wearing his life jacket properly.
01:10	The cable is seen attached to the final hook, which the rescue swimmer is holding.
01:26	The rescue swimmer gives the "up" signal (swings his right arm above his head several times).
01:36	The cable tenses and starts pulling them both up. They exit from view. Everything is dark and only the reflection from the helicopter's strobe light is visible.
01:39	There is a large surge of water and a lighted area appears, probably caused by the flashlight on the rescue swimmer's head or by the search light.
05:26	The camera housing is seen for a few seconds.
06:15	The scene goes dark.
11:00	The camera is properly oriented. The rescue swimmer is alone in the water and seems to be looking around while he is guided toward shore by the helicopter.
13:33	The rescue swimmer is close to shore. There is a strong undertow and he is impacted by several waves.
14:25	He starts walking backwards with his flippers on.
15:10	He removes his flippers and seems to look around.
16:48	He exits the water and runs into another person.
17:22	They separate and only the swimmer is visible.
17:55	The camera focuses out to sea. Everything is dark.
18:13	The camera focuses on the rescue swimmer again, who is now with another person.
18:16	The other person leaves.
18:35	The rescue swimmer signals the helicopter to lower the hoist cable.
18:55	The rescue swimmer takes the guide rope.
18:58	Another person appears.
19:13	The illumination is excessive and only the outlines of the people and the cable are distinguishable.
19:17	Another person appears (three total).
19:20	Another person appears (four total).
19:45	Another person appears (five total). (During this time, it appears that everyone is pulling on the cable).
19:56	The rescue swimmer gives the up signal and he is raised to the helicopter while someone on the ground holds the end of the guide rope.
20:31	The rescue swimmer exits the frame. A person on the ground is still visible.
20:36	The camera focuses on the water. Nothing is visible.
20:41	END OF RECORDING.

1.5.2. *Inspection of the aircraft*



Photograph 3



Photograph 4

The aircraft was inspected at the A Coruña Airport, where it was based.

The only evidence found of any relevance to the incident was the broken cable on the external hoist installed over the cargo door on the right side of the helicopter, and scratch marks and other imprints on the edges of the hinged door, some of which could have been produced by rubbing with the hoist cable.

As a result, these components were removed from the helicopter so they could be analyzed at a suitable facility. The two components were initially taken to the facilities of the Esteban Terradas National Institute for Aerospace Technology (INTA), in Torrejón de Ardoz (Madrid).

The initial analysis of the hoist was carried out at the Civil Guard's Helicopter Group facilities, located next to INTA, in Torrejón de Ardoz (Madrid). The second phase, involving

an overall inspection of the hoist, was carried out at the facilities of the hoist manufacturer, Goodrich Actuation Systems, in France.

The analyses of the marks found on the hinged cargo door and of the broken hoist cable were conducted at INTA's Materials and Structures Department.

1.5.3. *Analysis of the hoist*

The analysis of the hoist was conducted in two phases:

- 1st First, the condition of the hoist was checked against the applicable documentation (documentary inspection). The hoist and cable were then inspected visually and the operation of the hoist was checked.
- 2nd The hoist was subjected to a general inspection.

1.5.3.1. Documentary and visual inspections and functional tests

The initial phase to study the hoist was conducted at the Civil Guard's Helicopter Group facilities, located next to INTA, in Torrejón de Ardoz (Madrid). This Group has hoists of the same type as the one analyzed, P/N 76378-200 instead of -260-D, for use on the BK-117 helicopter. The systems for both models have compatible electronic control boxes and wiring, which is why one of these helicopters was used to run the functional tests.

A specialist from Goodrich, the hoist manufacturer, was involved in this process, along with personnel from INTA, the Civil Guard's Helicopter Group, the operator of the incident helicopter and the CIAIAC.

1.5.3.1.1. *Documentary inspection*

The hoist's documentation was inspected. The manufacturer and operator provided the relevant documentation, which was confirmed to correspond to the correct hoist type. Everything was verified to be in order both with the hoist and the documentation.

1.5.3.1.2. *Visual inspection*

The hoist was inspected visually with the cable fully reeled in. The hoist was verified to be in very good condition, save for a loss of tension in the last few coils of cable and for the presence of marks on the inner surface of the cable entry guide. The components that so required it were verified to be greased and the factory seals were in place.

1.5.3.1.3. *Functional tests*

At the completion of these inspections, functional tests were conducted. This was done by connecting the hoist to the helicopter without physically installing it on the support mounts.

First, the slack cable was manually uncoiled and a piece of cable some 1.25 m long containing the end that broke in the incident was cut off for metallographic analysis. This also allowed the remaining cable end to pass through the cable entry guide on the hoist as in normal operations.

All of the usable cable was then uncoiled electrically up to the unusable part, painted in yellow. Throughout the process, carried out in accordance with the instructions in the

corresponding CMM chapter, the hoist performed as expected, uncoiling the cable correctly. The entire length of cable was then extracted and measured, yielding an approximate length of 64.70 m, including the unusable part. Thus, not including the length of cable cut for analysis, the length of cable lost in the incident was estimated at 27.5 m (about 90 ft).

Finally the cable was reinstalled and the hoist adjusted. All of the electromechanical devices involved in automatically stopping the hoist, both when reeling cable in and out, were confirmed to be working correctly. The hoist properly reeled in the cable, also in accordance with the requirements in the relevant chapter in the CMM.

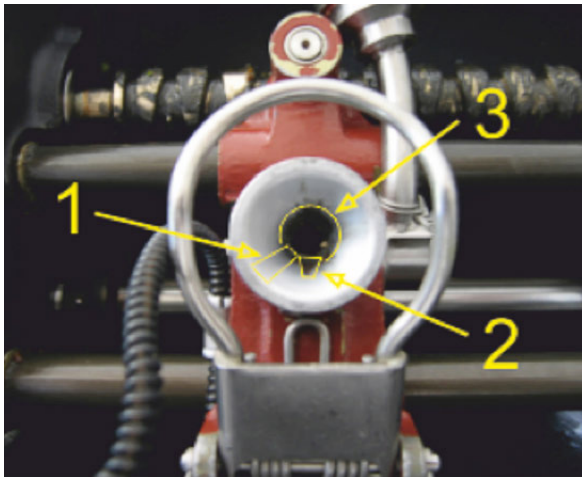
1.5.3.1.4. *Results of this phase*

As a result of the above, it was determined that:

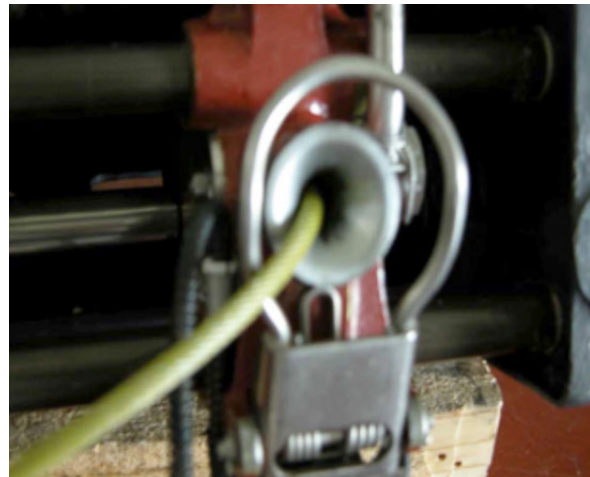
- All of the hoist's documentation was in order.
- The hoist was in good condition and working as specified in the applicable documentation.
- Based on the documentation supplied by the operator, its procedures specify a hover height above water of 70 ft when lifting people with the hoist. Since the approximate length of cable lost in the incident exceeded this length, it is very likely that the cable broke at the cable entry guide to the hoist.
- The marks shown in Photograph no. 6 were found on the surface of the cable entry guide to the hoist. It was determined that:
 - The n.º 1 mark, which was fairly deep, was produced by friction-compression with the cable over tensioned and at an angle in excess of 20° from the vertical.
 - The n.º 2 mark was typical of the friction that results when people are raised into the helicopter.
 - The n.º 3 marks correspond to normal swinging of the cable within the allowed 20° angle.
- Photograph n.º 7 simulates the cable position necessary to produce mark n.º 1, which is considerably in excess of the allowed 20° angle.
- Lacking the results of the metallographic analysis of the cable, it is believed that the cable very likely broke as a consequence of operating the hoist outside its limits of operation.



Photograph 5



Photograph 7



Photograph 7

1.5.3.2. Analysis at the manufacturer's facilities

The second phase in the study of the hoist consisted of a general inspection at the facilities of Goodrich Actuation Systems in France. This inspection consisted of a thorough check of all the components in the mechanical brake and gears, including non-destructive testing.

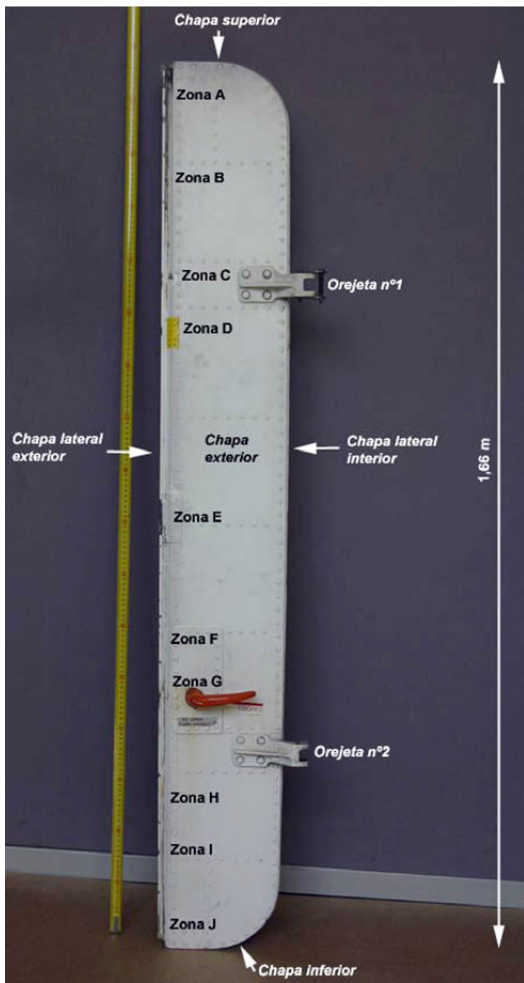
The inspection only revealed minor damage to the components that position the cable entry guide to the hoist and the cable guide, which ensure the hoist winds properly. This damage is believed to have resulted from the over tension and breakage of the cable. The remaining components appeared normal.

From an operational standpoint, the results from this second phase of the analysis of the hoist did not modify the findings of the first phase.

1.5.4. *Analysis of the hinged portion of the cargo door*

The analysis of the hinged portion of the helicopter's cargo door was conducted at INTA's Materials and Structures Department, and consisted of a visual observation of the marks on the door. The paragraphs below present the findings that resulted from these observations.

There is no general deformation of the hinged portion of the helicopter door. In general, most of the damage noted on the structure corresponded to friction marks and imprints on the cylindrical rod located between the outer sheet metal and the outer sheet metal



Photograph 8

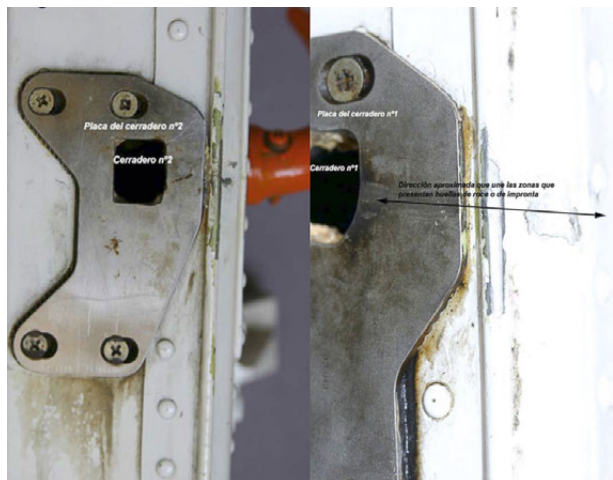
on the side of the fuselage, and are associated to most of this rod zones, showing chipped white paint. Photograph n.º 8 shows the different sections considered in the analysis of this component.

The most significant imprint mark is on the cylindrical rod in zone D of Photograph no. 8, where the deformed surface, a close-up of which is shown in photograph n.º 9, exhibits a very bright texture without practically any directional markings. The nature of this mark seems to indicate that it was produced under local loading that was practically perpendicular to the outer sheet metal on the side of the fuselage.

Also of note are the two areas adjacent to the two locks on this part of the door, located on its side (zones C and G in photograph n.º 8), and which show friction marks on both the outer metal and on the cylindrical rod. These marks line up with certain friction marks found on the strike plates on the locks (see photograph n.º 10), which seems to indicate that these marks could be due to relative motion between these areas and a single element located on the other component of the helicopter door.



Photograph 9



Photograph 10

1.5.5. *Analysis of the break of the hoist cable*

The analysis of the break of the hoist cable was conducted at INTA's Materials and Structures Department and consisted of a visual observation of the cable, the characterization of its material, including its chemical composition, a microstructural analysis of the wires that comprise it, a stress test of the cable and a fractographic study of the each of the wires. The key findings from this study are detailed in the two sections that follow.

1.5.5.1. Report

The findings from the observations and analyses conducted are presented below.

The hoist has a non-rotating cable with three layers of wire cords. There is a cord in the center of the cable, called the core, an inner layer consisting of six cords, and an outer layer with twelve cords. Each cord has seven wires, one in the center and six around the outside. The average diameter of the cable is around 4.7 mm.

Both the macrofractographic and microfractographic studies indicate that the breaks were of a ductile nature and resulted from a static overload. There were no progressive fracture mechanisms involved.

A high percentage of bevel fractures (56%) was found, in excess of the percentage of cup and cone fractures (44%). This indicates that in addition to the axial load effect, there was an effect from a compression load perpendicular to the length of the cable in the area of the break.

Some of the wires on four consecutive cords on the outer layer of cords were bent, indicative of the probable existence at some point of contact between the cable and another component that resulted in the wires in these cords being bent.

No evidence or signs were found that the cable had been previously weakened by fatigue, general or local corrosion in the area of the break.

The results of the quantitative chemical analysis conducted on the cable wires indicated that these wires were made of AISI 1069 carbon steel. All of the wires had a Zn coating. The chemical composition of the cable wires is consistent with that stipulated in the manufacturer's specifications.

The maximum load obtained on the tensile test (1,796 kg) conducted on a sample taken from an area of the cable close to the break exceeded the minimum fracture load (1,533 kg) stipulated by the manufacturer for this type of cable.

The characterization tests of the cable material did not reveal the presence of any factor that justified a strength for the material below the expected strength for the type of material and heat treatment utilized. No intrinsic defects were found in the cable's material or in the cable itself. There is no indication, therefore, that the cable's strength was below that expected for the fracture mechanism that was present.

From the foregoing it may be concluded that the break experienced by the cable resulted when a load level was placed on the cable at a certain point that translated into a tensile stress with a strong compressive effect perpendicular to the length of the cable that was in excess of the design strength of the cable.

The effect of the compression perpendicular to the length of the cable reduces the breaking load of the cable under tension in comparison to the breaking load when the cable is only under tension.

1.5.5.2. Conclusions

This section presents the findings from the analysis of the break in the hoist cable.

The fracture mechanism at work in the initiation, development and completion of all the breaks in the wires was of a ductile nature, and the load level that resulted in the breaks was a static overload under a primarily tensile load with the addition of a considerable compression effect perpendicular to the length of the cable. There were no progressive fracture mechanisms involved.

The compression perpendicular to the length of the cable had the effect of lowering the fracture load of the cable under tension versus a situation in which the cable is subjected solely to loads under tension.

No evidence or signs were found that the cable had been previously weakened by fatigue, general or local corrosion in the area of the break. The break occurred at a given moment as the result of a single process induced by a static overload. No intrinsic factors were found in the broken wires that could have resulted in the strength of said wires being below their expected static load; in other words, the overload was applied here to the load level that acted on the cable.

The above paragraph allows us to state that the break in the cable was produced as a result of a load level being reached at a given moment that was in excess of the cable's strength for the fracture mechanism present.

The base material of the cable wires analyzed was consistent with the type of material specified in the manufacturer's information.

1.6. Additional information

1.6.1. *Statement from the Pilot in Command of the helicopter*

The statements made by the helicopter's crewmembers to the judiciary police were available to investigators. Since all the five crewmembers who were onboard at the time of incident gave similar accounts, only the key points in the statement made by the Pilot in Command are given below.

On 23 February 2008 he was on duty on the noon to midnight shift. At about 20:11 they received a notification from the CZCS (Regional Rescue Coordination Center - Finisterre) to search for a body in San Jorge beach off Prioriño Cape. They took off at 20:20 and returned at 22:55.

Shortly after arriving on the scene and initiating the search, they were informed that the Civil Guard had lost a man overboard and were requested to join in searching for him immediately, which they did. After a 15-minute search, they found the man in the water some 150 m off the south cliffs of San Jorge beach. They were able to spot him thanks to a small reflective patch. They also noted that he had one arm wrapped around some sort of yellow floating device, which they later deduced, after watching the video footage, must have been a lifejacket.

They hovered some 70 ft above the man and initiated the pick-up procedure as per established protocols. They would lower the rescue swimmer to the water using the sling. The swimmer then, without releasing the sling, would swim to the victim and place the sling around him. After verifying that the sling was properly fastened, the swimmer would give the usual signal to start reeling in the sling. The crew would then engage the corresponding system to have the helicopter automatically approach the point directly over the men (swimmer and victim). Just as the swimmer gave the signal to raise them, a wave dragged both men under the water. Initially both men came back up, but the victim did not respond to the rescue swimmer. Another wave dragged them under a second time, causing the Pilot in Command and the crew to lose both men from sight. A third wave then struck.

As a result of the first wave, the hoist cable, which was attached to the rescue swimmer and the victim, broke. The swimmer's "up" signal was simultaneous with the strong wave. It happens that until that moment, the condition of the sea had seemed calm, so the crew was surprised when the three strong waves lashed the two men below.

When the swimmer came back up, he signaled to the helicopter crew that he was fine, so they used the helicopter's spotlight to signal the way to the beach, which was some 150 m away and which he reached swimming.

Once they verified that the swimmer was unharmed after picking him up from the beach, they continued looking for the missing man, but did not see him for the remainder of their flight.

1.6.2. *Rescue swimmer's report*

On Saturday, 23 February 2008 at 20:40, they were flying over San Jorge beach between Poriño cape and Prior cape, when they sighted a man in the water. He was alive and was wearing the dark green uniform of the Civil Guard. He was keeping afloat by holding on to an air bladder that went down his right side and which seemed to be slung over the victim's shoulder.

They began the rescue operation and, once he was fully outfitted with the rescue gear and after having been checked by his fellow rescue swimmer to make sure that everything was in perfect condition and in the proper place, he was signaled by the hoist operator to approach the door. In keeping with procedure, the hoist operator blocked the door while he attached the hook on the cable to the quick release on the swimmer's harness. He gave the "ready" signal and stood at the door, ready to begin the descent into the water. He confirmed the "ready" and "down" signal, and was lowered to the water.

He kept the victim in sight during the entire descent and gave the relevant signs to the hoist operators, indicating that everything was fine. The sea was calm and he did not have any problems swimming to the victim. When he got to him, he saw that he was alive and he kept repeating that his partner, who was in the area, was also missing. The swimmer told him not to worry, that they would go looking for him later. He proceeded to attach the victim to the sling, passing it under his right arm, then around his head and finally under his left arm. He fastened the sling under the victim's arms near the armpits and adjusted it around his chest. He passed the safety strap on the sling between his legs and attached it to the corresponding ring. After checking the cable's path in the water and seeing that they were ready to be hoisted, he gave the "up" signal. The hoist operator started to reel in the cable and the swimmer placed his back to the helicopter to protect the victim. He felt the cable go tense and immediately afterwards, felt a strong wave that dragged him and the victim under water, wrapping the cable around them and banging them into each other. He tried to regain the surface grabbing the sling with his right hand. The victim was still attached to it but the cable was completely wrapped around the rescue swimmer's feet and neck. He untangled the cable from around his neck and undid the quick release under the water, managing to reach the surface. The victim also came up but when he grabbed him and asked him how he was, the victim did not respond. Another wave pulled the victim six or seven meters away from him. He tried swimming to him, but a third wave struck, sending him under water again. When he came back up to the surface, there was no sign of the victim. He scanned the area but to no avail. He inflated his life jacket and turned on two strobe lights on his gear.

The water continued to pound him, so he kicked to distance himself from the wave crests. He looked up to see if the hook on the hoist was being lowered so that he could go up again, but they signaled him to swim in a certain direction, which he did, even though he could not see anything. After a few minutes he reached the beach and the hoist operator lowered the hook on the internal hoist with the line guide to evacuate him.

2. ANALYSIS

2.1. Circumstances of the incident

At around 21:00 on 23 February 2008, while taking part in a search operation, the crew of a SIKORSKY S-61N helicopter, registration EC-FVO, based at the A Coruña Airport as the "Helimer Galicia", located the crewmember of a patrol boat who had fallen overboard and was preparing to rescue him. The atmospheric conditions were suitable for the operation and the sea seemed calm, though there was a strong swell.

During the lifting maneuver, with the cable tense and both men still in the water, they were struck by a wave that broke the hoist cable, leaving them both in the water. The crewmember that had fallen from the patrol boat disappeared and the rescue swimmer was spotted from the helicopter and guided toward the shore, from where he was lifted onboard.

As regards the wave mentioned in the above paragraph, the Pilot in Command of the helicopter described in his statement how, just as the rescue swimmer gave the "up" signal, a wave struck, dragging the swimmer and the crewmember who had fallen from the patrol boat. Also, the footage from the external FLIR camera mounted on the left side of the helicopter showed how a great swell of water hit them a few seconds after the cable went tense and started pulling them up. From that moment on, the crewmember of the patrol boat was lost from sight. These two aspects confirm the sudden appearance of high intensity waves just as the two men were being lifted to the helicopter and, as a consequence, the possibility that the hoist cable was subjected to a very high tensile force while at an angle from the vertical that was in excess of the hoist's operating limits.

The body of the crewmember from the patrol boat was found the following morning. The autopsy revealed that he had died from drowning.

2.2. Damage to the hinged portion of the cargo door on the helicopter

As noted in 1.5.2, there were marks and imprints on the edges of cargo door located on the right side of the helicopter, some of which had been made when the hoist cable rubbed against the door.

An analysis conducted at INTA of the damage exhibited by this component, the findings from which are shown in 1.5.4, lists three areas, C, D and G in photograph n.º 8, where these marks were significant.

Said analysis concluded that the damage present in areas C and G in photograph n.º 8, next to the strike plates on the hinged part of the door, had characteristics that indicated they had probably been produced by the relative motion between these areas and a single component located on the other component on the helicopter door. This indicates that the damage had, in all likelihood, resulted from friction between the sliding component and the hinged component of the door during normal opening and closing operations of the cargo door.

The most significant mark found was an imprint located on the cylindrical rod in area D of photograph n.º 8. Its nature appears to indicate that it was produced under local loading that was practically perpendicular to the outer sheet metal on the side of the fuselage. As with the marks mentioned in the preceding paragraph, these characteristics are believed to indicate possible interference with the sliding component of the cargo door. In any case, they do not correspond to the marks that would have been made had there been any interference with the hoist cable.

2.3. Break of the hoist cable

The INTA study of the break in the hoist cable, the findings from which are discussed in 1.5.5, revealed that the cable satisfied the hoist manufacturer's specifications, both in terms of the material used to make it and of its strength. It had no apparent defects

As far as the characteristics of the break are concerned, the same study concluded that the break experienced by the cable resulted when a load level was placed on the cable at a certain point that translated into a tensile stress with a strong compressive effect perpendicular to the length of the cable that was in excess of the design strength of the cable. In other words, the cable broke when it was bent against something while under tension. Under these circumstances, the wires that made up the cable were subjected to different tensions, this tensile force being greater in those wires on the outside of the bend. This caused the outer wires to break first, with those toward the inside following suit as the cable's strength was diminished by the decreasing number of wires.

As regards the hoist, the studies described in 1.5.3 determined that it was in good condition and working as expected based on the contents of the applicable documentation. Said studies also determined that the cable very likely broke at the cable entry guide to the hoist, where a fairly deep mark, labeled n.º 1 on photograph n.º 7,

was found that had been caused by friction-compression with the cable over tensioned and at an angle in excess of 20° from the vertical. This indicates that the cable entry guide to the hoist was the component that was supporting the hoist cable when it broke.

Finally, as noted in 2.1, there are indications that high intensity waves appeared just as the two men were being raised to the helicopter, and that at that time the hoist cable could have been subjected to very high tensile forces while at an angle from the vertical that was in excess of the hoist's operating limits. This finding is consistent with the fracture characteristics noted on the cable and with the mark on the cable entry guide to the hoist. As a result, it is believed that these circumstances led to the failure of the cable.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

- The crew of the aircraft was properly qualified and experienced, physically fit and had valid licenses and authorizations.
- The helicopter had been maintained in accordance with the Approved Maintenance Program and had valid airworthiness and registration certificates.
- The hoist had been maintained in accordance with the established Maintenance Program.
- Weather conditions were appropriate for the operation and the sea seemed calm, though there was a strong swell.
- During the lifting maneuver, as they were preparing to rescue a crewmember who had fallen from a patrol boat, with the cable taut and the two men still in the water, a wave struck that broke the hoist cable.
- The analysis of the hoist revealed that it was in good condition and operating in accordance with the applicable documentation.
- These analyses determined that the cable very likely broke at the cable entry guide to the hoist as a result of using the hoist beyond its operating limits.
- The analysis of the break in the hoist cable revealed that the cable satisfied the hoist manufacturer's specifications, both in terms of the material used to make it and of its strength. It had no apparent defects.
- Said analysis determined that the cable broke when, at a given moment, it was placed under tension in conjunction with a strong compressive force perpendicular to the length of the cable.
- The sudden appearance of strong waves just as the two men were being raised out of the water resulted in the hoist being subjected to a very strong tensile force at an angle with the vertical that was in excess of the hoist's operating limits.

3.2. Causes

Over the course of a rescue operation with an external hoist, during the lifting maneuver with the cable tense and both men to be raised still in the water, a strong wave hit the men, causing the hoist cable to break.

The sudden appearance of high intensity waves just as the men were starting to be raised out of the water caused the hoist cable to be outside the hoist's operating limits and the wires that comprise it to be subjected to forces in excess of those specified by the hoist manufacturer.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Saturday, 9 April 2011, at 12:59 UTC¹
Site	Menorca Airport (LEMH), Maó (Menorca)

AIRCRAFT

Registration	EC-IJS
Type and model	Bombardier-CL600-2B19 CRJ 200
Operator	AIR NOSTRUM

Engines

Type and model	General Electric CF34-3B1
Serial Number	2

CREW

	Pilot in command	Copilot
Age	46 years old	41 years old
Licence	ATPL(A)	ATPL(A)
Total flight hours	11,391:58 h	5,642:33 h
Flight hours on the type	8,267:50 h	5,294:48 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			3
Passengers			39
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	None
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Commercial air transport – Scheduled – Domestic passenger
Phase of flight	Approach and landing

REPORT

Date of approval	25th July 2012
------------------	----------------------------------

¹ All times in this report are in UTC unless otherwise specified. To obtain local time, add two hours to UTC.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On 9 April 2011 at around 13:10 UTC, a CRJ200 aircraft, registration EC-IJS and callsign IB8884, operated by Air Nostrum, landed on runway 01L at the Menorca Airport (LEMH) with 39 passengers onboard. The flight had originated in Madrid. The runway used for the landing had been closed due to construction since 10 February 2011. The runway in use was 01R/19L. Visibility conditions were CAVOK². At the time of the landing there were two workers on the runway installing runway edge lights. There was also a vehicle alongside. There were no injuries to the passengers or crew and the aircraft was undamaged.

1.2. Personnel information

1.2.1. Aircraft crew

The captain, 46, was a Spanish national and had a valid and in force airline transport pilot license (ATPL(A)) and CRJ-100 rating. He also had a valid and in force class 1 medical certificate. He had a total of 11,391:58 flight hours, of which 8,267:50 had been on the type.

The copilot, 41, was a Spanish national and had a valid and in force airline transport pilot license (ATPL(A)) and CRJ-100 rating. He also had a valid and in force class 1 medical certificate. He had a total of 5,642:33 flight hours, of which 5,294:48 had been on the type.

Both had taken the training courses approved for the operator in accordance with the EU OPS.

1.2.2. Crew's statement

The crew stated that they had taken off from Madrid at the scheduled time and had flown along the planned flight route. The copilot was the pilot flying (PF) during the flight.

When they transferred to Palma control, and after listening to the ATIS³, they were told that runway 19L was in use and cleared to fly straight to the Menorca VOR. Once in contact with the Menorca Airport, the crew requested wind information, which ATC reported as being variable at 4 kt. The crew asked ATC if, once the runway was in sight (ATIS had reported CAVOK conditions), they would be able to land on runway 01 instead of 19 so as to shorten their approach. The tower cleared them to make a visual approach to runway 01 and informed them they were first to land and that another aircraft was on approach behind them.

² CAVOK: Ceiling and Visibility OK. Clear skies and visibility in excess of 10,000 m.

³ ATIS: Automatic Terminal Information Service.

The crew thus assumed that they were cleared to land on runway 01L, and that is how they recall acknowledging ATC. Once established on final and with the field in sight, the crew, seeing the runway free from obstacles and with nothing to indicate that it was closed (unlike in other airports, where a runway closed marking is displayed at the threshold with something like a trolley, marks in the shape of an X, along with red lights), proceeded to land.

The tower instructed the crew to exit the runway to the right. It was then that the crew realized that the exit was closed off by red and white barriers. They were under the impression that the controller had not noticed the mistake either. They were able to taxi to the apron without incident once the barriers were removed by a signalman.

Once at the stand, the crew contacted the controller and asked if he had noticed that they had landed on runway 01L, to which the controller replied that he had initially been unable to ascertain what runway they were landing on. By the time they were close to landing, he chose not to force them to go around.

1.3. Aircraft information

1.3.1. General information

The aircraft, registration EC-IJS, is a Bombardier CL-600-2B19, serial number 7706. It has a maximum takeoff weight (MTOW) of 23,133 kg and is equipped with two General Electric CF34-3B1 engines. The aircraft had valid and in force registration and airworthiness certificates, as well as the relevant insurance and noise limitation certificates.



Figure 1. Photograph of the aircraft⁴

⁴ Image taken from www.planespotters.net

1.3.2. *Flight dispatch documentation*

The NOTAM and destination airport information included in the flight dispatch documentation and used by the crew was consistent with that published by the airport (see Section 1.7), and made reference to runway 01L/19R being closed, runway 01R/19L being operational, the ILS/DME on both thresholds of runway 01L/19R being out of service, as well as to the corresponding runway exits being closed.

The 12:30 ATIS information Whiskey (W), written down by the crew, also indicated runway 19L as being in use.

1.4. **Meteorological information**

The weather information applicable to the Menorca Airport at the time of the incident was as follows:

METAR LEMH 091000Z 23004KT 170V280 CAVOK 22/06 Q1018

This means that at the Menorca Airport on 9 April, the horizontal visibility was in excess of 10,000 m and the wind was at 4 kt from 230°.

1.5. **Aerodrome information**

The Menorca Airport (LEMH) is 4.5 km southwest of the city of Maó, at an elevation of 302 ft. It has two parallel runways designated 01L/19R and 01R/19L. They are 2,550 and 2,100 m long, respectively.

The airport confirmed that on the day of the incident, both ILS were turned off. This status matched that recorded on that day's Operations Department report.

1.5.1. *AIP and NOTAM information*

Runway 01L/19R was undergoing repairs on the day of the incident. This work was noted on the AIP Supplement, reference SUP 23/10 (see Appendix A). As part of the third phase of this repair work, it was estimated that runway 01L/19R (the main runway) would be closed from 2 March 2011 until 12 April 2011, and that runway 01R/19L would be used for operations.

According to the information in the AIP, runway 01R/19L is used only for contingencies. A NOTAM must be issued prior to placing it in service. Under normal circumstances, the runway is used to taxi.

The relevant NOTAMs published included:

FROM 08/04/2011 09:19 UNTIL 14/04/2011 05:00 B2637/11
REF SUP 23/10 RWY01L/19R CLSD.
RWY01R/19L OPERATIONAL FM 11-FEB-11 0600
FROM 08/04/2011 09:29 UNTIL 14/04/2011 05:00 E1280/11
RWY01L ILS/DME CAT I OUT OF SERVICE

The NOTAMs informed that from 8 to 14 April, runway 01L/19R would be closed, that 01R/19L would be operational starting on 11 February and that the runway 01L ILS was out of service.

1.5.2. *Information from the duty manager*

The report drafted by the duty manager on the day of the incident included the following:

“13:01 UTC, IB8884, flight involving an Air Nostrum CRJ2000, EC-IJS, from Madrid with 38 pax and 1 FA onboard, landing on 01L.

RWY01L/19R has been closed to traffic due to construction since 10 February. 01R/19L has been in use since 11/02/2011 06:00 UTC. No damage to persons or property. The airplane completed thru-flight normally and continued with its schedule.

At the time of the incident there were two workers installing runway edge lights, as well as a vehicle alongside the runway. They were not affected.

Weather conditions were perfect: CAVOK and no chance of glare.

Work on the main runway (RWY01L/19R) is almost complete. Calibration flights are scheduled for Thursday, 12 April. The runway is scheduled to return to service on 14 April.”

This report also referenced the publication of the relevant AIP Supplement and the NOTAMs that notify of the runway closing, the fact that the maintenance work and associated measures taken⁵ had been reported to the airlines by email and the horizontal marking displayed on the closed runway in accordance with ICAO Annex 14.

1.5.3. *Information on the runway-closed marking*

The airport reported that the horizontal runway-closed markings used consisted of ten x-shaped symbols, two painted on the displaced runway thresholds and eight made of

⁵ On 8 February 2011, the airport's Operations Department sent an email to the affected airlines, including Air Nostrum. The content of the message was as follows: For your information, due to pavement repair work, next Thursday, February 10 the airport will, at the conclusion of that day's operations, close the main runway (01L/19R) and place the contingency runway (01R/19L) in service. As a result, on Friday, 11 February, the contingency runway will be in use.



Figure 2. Landing marks, first from right gear and then from left, near the fourth runway-closed marking

cloth on the runway (see Appendix C, Diagram of the runway-closed markings and information on runway-closed signs).

The airport also reported that, as the result of a safety recommendation issued by CEANITA⁶ in 2009, Aena's Operations and Network Systems Office had instructed the Menorca Airport to be in strict compliance with the Operating Instruction on improving operational safety: "Aspects involving the configuration and maintenance of the air field (EXA 47)" (see Appendix D). Specifically, Section 5.1 details the steps and methods to be taken to disseminate runway closing information to users in advance and outlines mitigating steps to prevent the non-communication of said information.

1.6. Air Traffic Services

1.6.1. ATC communications

Appendix B shows the communications that took place between the crew and the control tower. The most relevant are highlighted below:

- At 12:53:35 the crew established contact and requested to land on runway 01 instead of 19. ATC provided wind information and, once confirmed by the crew, cleared them to land on 01R. The crew acknowledged 01R.
- At 13:03:29, while the aircraft was awaiting the signalman's instructions, the crew admitted to ATC that they had entered runway 01L into the FMS⁷, which could account for why they mistakenly landed on runway 01L instead of 01R. The controller stated that it was difficult from his vantage point to tell whether the aircraft was making the approach to 01R or 01L.

⁶ "To avoid confusion among crews, it is recommended that aerodromes at which work is carried out in areas adjacent to the aerodrome's movement area include information concerning these areas in the AIP Spain charts before said work begins in those cases where these areas might be mistaken for runways."

⁷ FMS: Flight Management System.

1.6.2. *Statement from the controller on duty at the Menorca TWR*

The controller stated in his report that the crew had requested runway 01R and to conduct an approach with the field in sight at 12:54. They were cleared for the visual approach as number one to land, and subsequently to land on 01R at 12:59. With the aircraft 2 NM from the runway, he could not discern any deviation in the aircraft's flight path from the runway centerline. By the time he finished giving instructions to the number 2 aircraft, the aircraft was at the runway 01L threshold. This runway was closed for repairs. The pilot stated once on the runway that it was free from obstacles, and complained about the lack of a marking to indicate the runway was closed.

1.6.3. *ATIS information*

Based on the 12:50, 13:00 and 13:10 (information Y, Z and A) ATIS information records provided by the Menorca Airport, the runway in use was 19L. The ATIS report used by the crew and annotated in the OFP⁸ was information W (12:30), which also informed that the runway in use was 19L.

1.7. **Statement from personnel working on the closed runway**

At the time of the incident there were two workers on the runway, one on the right side of runway 01L, near rapid exit taxiway F, and another on the left side of 01L by taxiway D. A van was parked near the first worker on the right shoulder. Both workers were facing the 19 threshold and installing runway edge lights. They were communicating on walkie-talkies set to 121.750 Mhz.

The workers ignored the noise of the aircraft (to which they were accustomed) until the sound became so deafening that they turned to look and saw the aircraft near where they were working. The first worker got in the van and drove along the edge of taxiway F in order to signal the aircraft's pilot. The signalman then arrived and, once the airplane stopped on taxiway F, the signalman and the worker moved the barriers used to indicate that the taxiway was closed so as to allow the airplane to taxi on F to the stand, after which they returned the barriers to their previous position.

2. **ANALYSIS**

The CRJ200 aircraft, operated by Air Nostrum, landed on runway 01L at the Menorca Airport after taking off from Madrid. This runway was closed for construction and at the time of the landing, there were two workers performing maintenance at the edge of the runway.

⁸ Operational Flight Plan.

The AIP (SUP 23/10) warned of work to repair the pavement on the runway and taxiways. Specifically, during phase 3 (see Appendix A), scheduled to last from 2 March to 12 April 2011, the AIP stated that runway 01L/19R would remain closed and that runway 01R/19L would be in use.

The information published in the NOTAMS also mentioned the closing of runway 01L/19R, its associated exits and that the ILS was not operational. The airport had also notified those airlines that had operations at the airport, including the incident airline, of the closing of the runway via e-mail. The information available to the crew in its Operational Flight Plan was complete and included a reference to the information in the aforementioned AIP SUP 23/10 and NOTAMS. The crew thus had the information necessary to know that runway 01L/19R was closed.

The crew stated its understanding that they were cleared to land on runway 01L, which they acknowledged. Even though runway 19L was in use, since CAVOK conditions existed and there were no prevailing winds at either threshold, the crew, once they had the runway in sight (see Appendix B), requested to land on runway 01R (the approach to this runway was more direct and shorter than to runway 19L). The control tower cleared the crew to land on runway 01R. The crew acknowledged the clearance to land on 01R.

The crew also stated that the runway lacked the proper marking to indicate it was closed. The airport reported that the closed runway was marked, consisting of ten x-shaped markings, two painted in front of the displaced thresholds and eight cloth x's laid out along the runway. These markings are in keeping with Chapter 7 of Annex 14, as well as with Aena's Movement Area Markings Manual (see Appendix C), which stipulates the marking to be displayed at either end of a closed runway and along its length. The "x" shapes situated along the runway were made out of cloth and not painted on the pavement because the runway was practically ready to be reopened, a circumstance that the regulation takes into consideration in the event of temporary runway closings. The dimensions of the markings and the separation between them also adhered to regulations.

According to the crew statements, although the air traffic controller declared that he could not distinguish at first which runway the aircraft was heading for and that when he saw they were close to land he preferred not to request them a "go around", by checking the communications it has been proved that there is no conversation recorded regarding the decision of the controller to instruct the aircraft to perform or not to perform a "go around".

Weather conditions were CAVOK, according to both METAR reports and to the crew and ATC personnel, meaning there should have been no visual impediment to sighting the runway-closed markings.

Navigational references during normal operations typically rely on the information provided by the FMS. The route selected is shown on the MD (Multifunction Display),

the graphical display of which is widely used by crews. Also, even if the approach is done visually, the crew still uses all of the information available to ensure the highest probability of success and to maximize safety. One example of this is the use of the FD (Flight Director) guide bars.

As stated in the NOTAMs and confirmed by airport personnel, the ILS was not operative, meaning that an instrument approach to runway 01L could not have been inadvertently performed. According to ATC communications, however, once the aircraft was on the ground and following the signalman's instructions, and while waiting for another aircraft to land before being guided to parking, the crew admitted to ATC that they had mistakenly entered runway 01L into the FMS. Runway 01L/19R is normally in use, with operations on the other runway being restricted to contingency situations. The information provided by the FMS would have guided the approaching aircraft directly to the closed runway.

3. CONCLUSIONS AND CAUSES

3.1. Findings

An analysis of the information gathered on this incident leads to the following conclusions:

- The crew had valid and in force licenses and medical certificates.
- The aircraft had valid and in force documentation and was airworthy.
- The airport had published an AIP supplement and NOTAMs indicating that runway 01L/19R was closed for repairs.
- The airport had also reported this fact via e-mail to those airlines that operated at the airport, including Air Nostrum.
- The ATIS informed that the runway in use was 19L.
- The information provided to the crew as part of the Operational Flight Plan reflected the condition of runway 01L/19R.
- The crew had annotated its OFP with the ATIS information.
- The crew requested to land on runway 01 to shorten the approach.
- After reporting wind information and confirming its suitability for landing, ATC cleared the aircraft to land on runway 01R.
- The crew acknowledged the clearance to land on runway 01R.
- The crew landed on runway 01L.
- Runway 01L was closed to traffic and had markings in accordance with ICAO Annex 14, as well as with Aena's Movement Area Markings Manual.
- The crew admitted to mistakenly entering the data for runway 01L instead of 01R into the FMS, which is why they were guided to that runway.
- The crew did not realize they were landing on a closed runway despite the markings.

3.2. Causes

The incident resulted from the crew's entering of the data for the closed runway, 01L, into the FMS computer by mistake, despite having information in the flight dispatch documentation warning that the runway normally in use was closed. The aircraft was guided to runway 01L and the crew, not noticing the runway-closed markings, landed on it.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 19/12. It is recommended that Air Nostrum enhance its procedures for handling those circumstances in which the airports where it normally operates are in unusual configurations.

APPENDIX A
AIP SUP 23/10

ESPAÑA

AIP - ESPAÑA

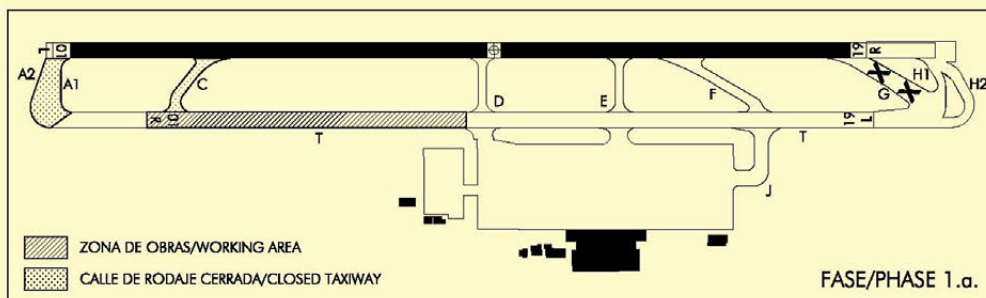
AIS-ESPAÑA
 Dirección AFTN: LEANZXTA
 Teléfono: +34 913 213 363
 Telefax: +34 913 213 157
 E-mail: ais@aena.es
 Depósito Legal M.- 23591 - 1994

AEROPUERTOS ESPAÑOLES Y NAVEGACIÓN AÉREA
 DIVISIÓN DE INFORMACIÓN AERONÁUTICA
 c/ Juan Ignacio Luca de Tena, 14 - 28027 MADRID

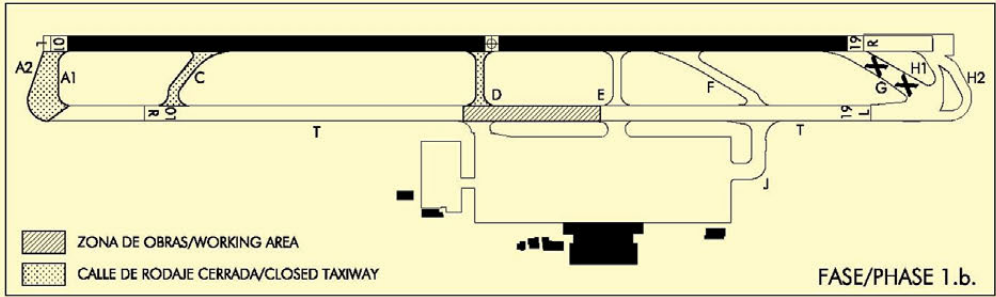
SUP 23/10
 21-OCT-10

AD

SUP 23/10	02NOV10/01JUN11EST	SUP 23/10	02NOV10/01JUN11EST
MENORCA AD.- Obras de reparación de pavimento de pistas y calles de rodaje.		MENORCA AD.- Works for repairing runway and taxiways pavement.	
Hasta el 01 de Junio de 2011 estimado, se realizarán obras de reparación de pavimento de pistas y calles de rodaje.		Until June 01st 2011 estimated, works for repairing runway and taxiways pavement will take place.	
Estas obras se realizarán en 4 fases. Dividiendo la primera en otras cuatro subfases.		These works will be carried out in 4 phases. The first one dividing in other four subphases.	
Las fechas de inicio y fin de cada una de las fases, así como cualquier incidencia operativa que se produzca, se publicarán mediante el correspondiente NOTAM.		Starting and ending dates of each phase, as well as any operative incident that takes place, will be announced by NOTAM.	
Todas las zonas de obras estarán debidamente señalizadas y con balizamiento diurno y nocturno. En todas ellas se recomienda precaución debido a la presencia de personal y maquinaria.		All working areas will be properly making and lit during day and night. In all of them caution is recommended due to presence of personnel and machinery.	
FASE 1. Reparación del pavimento de la pista 01R/19L (Pista de contingencia).		PHASE 1. Repair of runway 01R/19L pavement (Contingency runway).	
Fase 1.a		Phase 1.a	
Obras desde el umbral 01R hasta 47,5 m del eje de la calle de rodaje D (sur).		Works from threshold 01R to 47.5 m of taxiway D centre line (South).	
- Período estimado: desde el 02 de Noviembre de 2010 hasta el 11 de Noviembre de 2010.		- Estimated period: from November 02th 2010 until November 11th 2010.	
- Afecta a: calles de rodaje A1, A2 y C cerradas.		- Affects to: taxiways A1, A2 and C closed.	

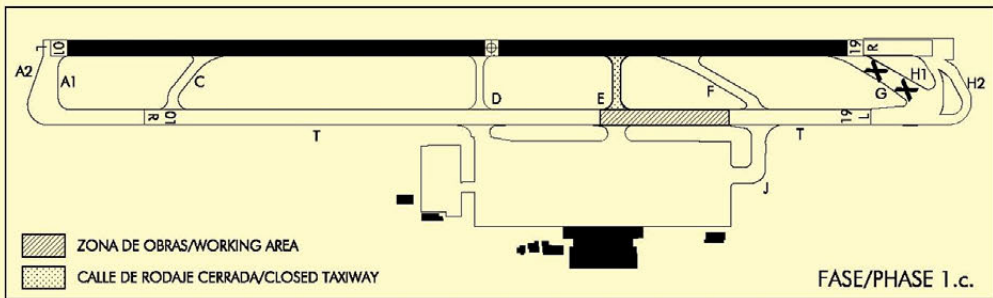


Fase 1.b	Phase 1.b
Obras desde 47,5 m del eje de la calle de rodaje D (sur) hasta 47,5 m del eje de la calle de rodaje E (sur).	Works from 47.5 m of taxiway D centre line (South) to 47.5 m of taxiway E centre line (South).
- Período estimado: desde el 12 de Noviembre de 2010 hasta el 18 de Noviembre de 2010.	- Estimated period: from November 12th 2010 until November 18th 2010.
- Afecta a: calles de rodaje A1, A2, C y D cerradas.	- Affects to: taxiways A1, A2, C and D closed.



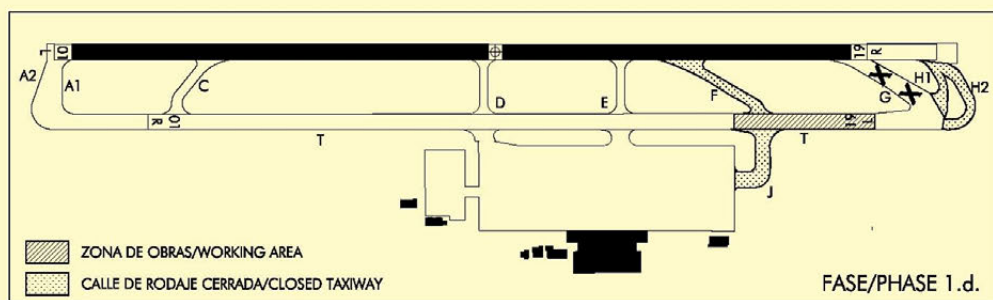
Fase 1.c
 Obras desde 47,5 m del eje de la calle de rodaje E (sur) hasta 47,5 m del eje de la calle de rodaje F (sur).
 - Periodo estimado: desde el 19 de Noviembre de 2010 hasta el 25 de Noviembre de 2010.
 - Afecta a: tramo de calle de rodaje T entre calle de rodaje D y calle de rodaje F cerrada. Calle de rodaje E cerrada.

Phase 1.c
 Works from 47.5 m of taxiway E centre line (South) to 47.5 m of taxiway F centre line (South).
 - Estimated period: from November 19th 2010 until November 25th 2010.
 - Affects to: section taxiway T between taxiway D and taxiway F closed. Taxiway E closed.



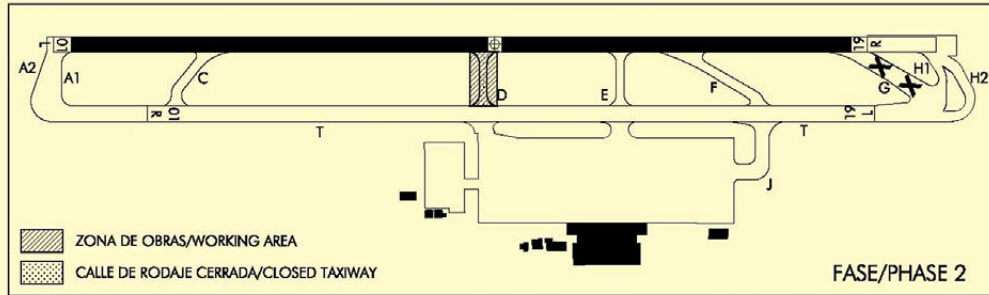
Fase 1.d
 Obras desde 47,5 m del eje de la calle de rodaje F hasta el umbral 19L.
 - Periodo estimado: desde el 26 de Noviembre de 2010 hasta el 16 de Diciembre de 2010.
 - Afecta a: calles de rodaje F, J, H1 y H2 cerradas.

Phase 1.d
 Works from 47.5 m of taxiway F centre line to threshold 19L.
 - Estimated period: from November 26th 2010 until December 16th 2010.
 - Affects to: taxiways F, J, H1 and H2 closed.



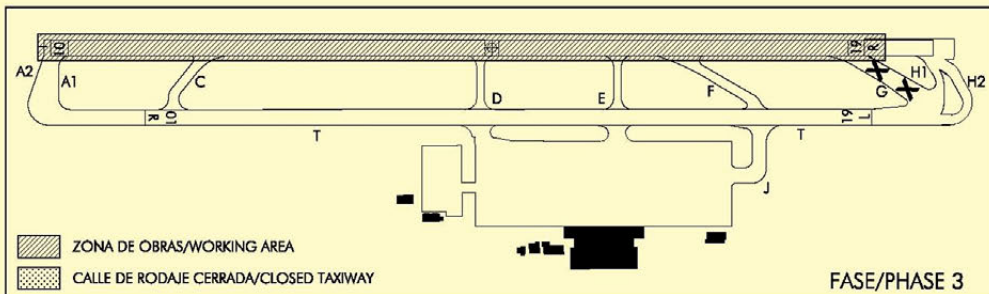
FASE 2. Reparación del pavimento de la TWY D.
 - Período estimado: desde el 17 de Diciembre de 2010 hasta el 17 de Febrero de 2011.
 - Afecta a: calle de rodaje D cerrada.

PHASE 2. Repair of the taxiway D pavement.
 - Estimated period: from December 17th 2010 until February 17th 2011.
 - Affects to: taxiway D closed.



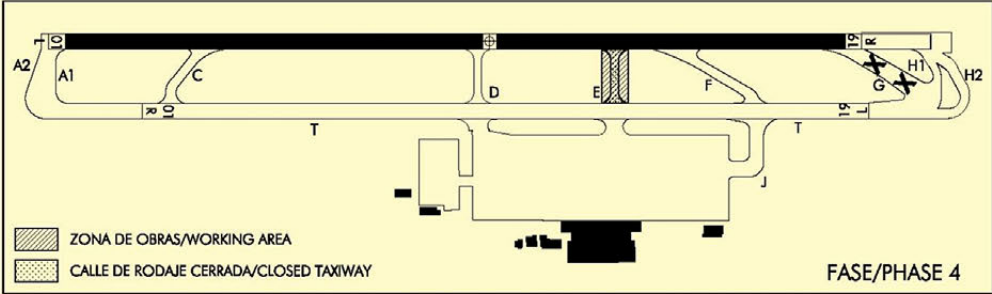
FASE 3. Reparación del pavimento de la pista 01L/19R (Pista principal).
 - Período estimado: desde el 02 de Marzo de 2011 hasta el 12 de Abril de 2011.
 - Afecta a:
 • Pista 01L/19R cerrada.
 • Operaciones por la Pista 01R/19L.
 * Puestos de estacionamiento 2, 4, 6, 8, 10, 12, 14 y 16 y zona W de la Plataforma de Aviación General fuera de servicio.
 • Limitación del uso de la pista 01R/19L a aeronaves de envergadura máxima de 36 m.

PHASE 3. Repair of the runway 01L/19R pavement. (Main runway).
 - Estimated period: from March 02th 2011 until April 12th 2011.
 - Affects to:
 • Runway 01L/19R closed.
 • Runway 01R/19L operations.
 * Stands 2, 4, 6, 8, 10, 12, 14 and 16 and W zone of General Aviation Apron out of service.
 • Limitation of use of the runway 01R/19L to maximum aircraft of 36 m.



FASE 4. Reparación del pavimento de la TWY E.
 - Período estimado: desde el 13 de Abril de 2011 hasta el 01 de Junio de 2011.
 - Afecta a: calle de rodaje E cerrada.

PHASE 4. Repair of the taxiway E pavement.
 - Estimated period: from April 13th 2011 until June 01th 2011.
 - Affects to: taxiway E closed.



APPENDIX B
ATC communications

Freq: 119.65/120.7 (Paired)

-**12.53.35**- ANE8884- Menorca, good day, ANE8884.

-12.53.39- TWR- ANE8884, good day. You'll be number 1. Do you have the field in sight?

-12.53.45- ANE8884- I have the field in sight and if you want runway 01, we'll go in on 01.

-12.53.48- TWR- Wind is 240 05, maximum 9 kt, is that ok for you?

-12.53.52- ANE8884- Yes, yes, perfect.

-12.53.55- TWR- ANE8884, cleared as number 1 for contact approach runway 01R, QNH 1017, ATIS information Y.

-12.54.07- ANE8884- 10917 for 01R, thank you.

-12.54.12- TWR- 2952,back-track, signalman gate D.

-12.54.15- SWT3952- Back-track, signalman gate D. SWT 3952.

-**12.58.12**- TWR- ANE8884 cleared to land runway 01R, wind 240 04, maximum 9 knots.

-12.58.20- ANE8884- cleared to land 01R, triple eight four.

-12.58.24- ANE8478- Menorca, good day, ANE8478, descending to 70 to the VOR.

-12.58.32- TWR- ANE8478, do you have the field in sight?

-12.58.38- ANE8478- affirm, 8478.

-12.58.40- TWR- 8478, the wind is 240 04, maximum 9 knots. Which runway do you prefer?

-12.58.47- ANE8478- Yes, 01R, 8478.

-12.58.50- TWR- 8478, with the field in sight, cleared for contact approach runway 01R QNH 1017, information Y.

-12.58.59- ANE8478- Information Y, 1017 for 01R, 8478.

-**13.01.01**- a1- Uh...,Menorca, ANE8884?

-13.01.11-TWR- triple eight four, signalman at gate D. Correction, signalman at gate J. I confirm that the runway in use was 01R, you landed on 01L.

-13.01.25- ANE8884- That's right.

-**13.01.38**- ANE8884- Where do we exit?

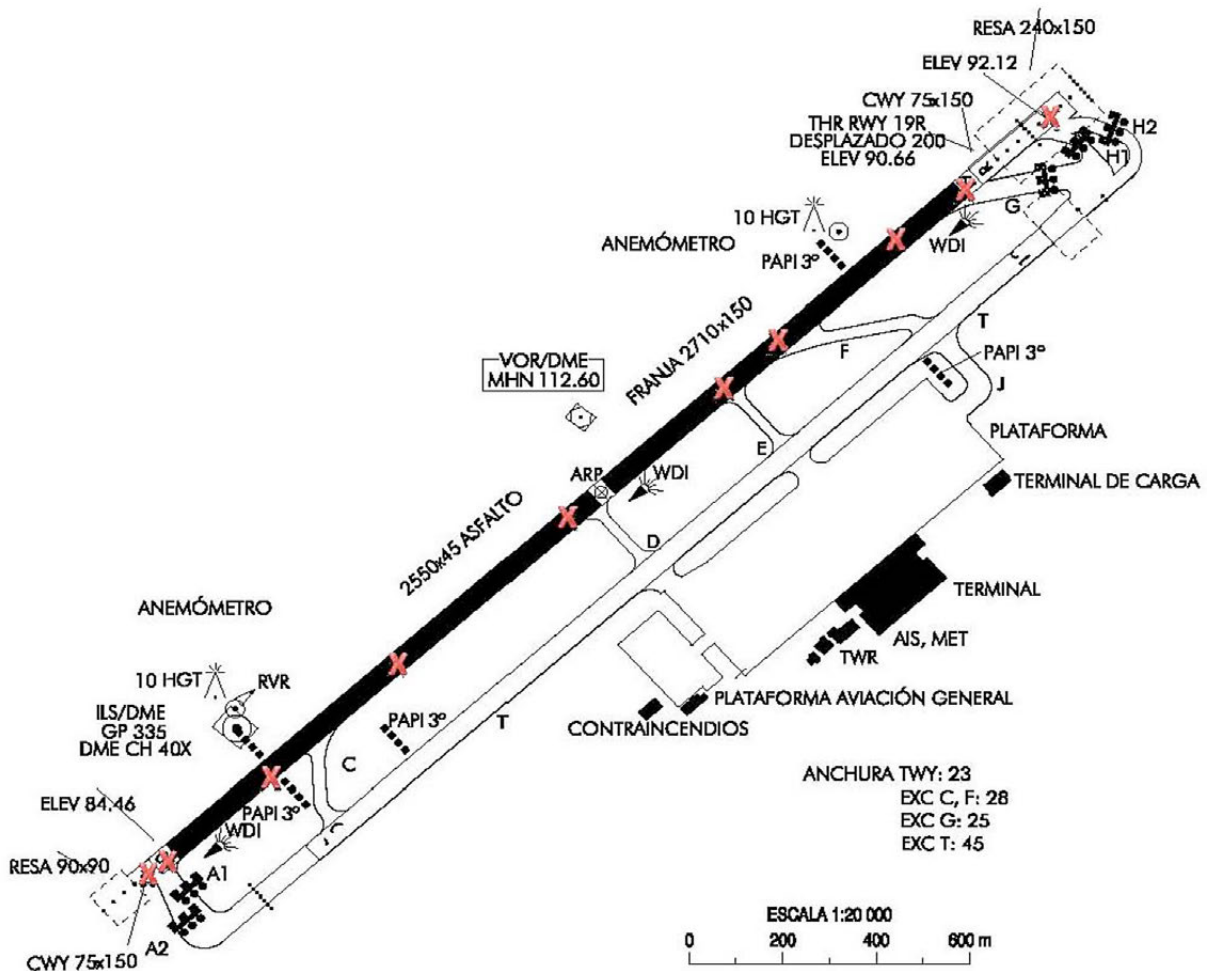
- 13.01.41- TWR- eight four... triple eight four, he's on his way to you. Hold your position. The papa car is going to you now to move the gates.
- 13.01.51- ANE8884- Roger.
- 13.01.59-** P4. Tower, P4, permission to enter the runway?
- 13.02.04- TWR- P4, tower, understand you are going to cross the runway, there is traffic on final for runway 01R.
- 13.01.13- P4- OK, I'm following your instructions and I'm at J short of the runway awaiting instructions.
- 13.02.18- TWR- OK, i see you at J short of the runway. Cross the runway and report when clear.
- 13.02.23- P4- Cross the runway and report when clear.
- 13.02.27- TWR- ANE8884, cleared to land runway 01R, wind 250, 06, maximum 10 kt.
- 13.02.44-** ANE8478- Menorca, ANE8478, we're on a wide right base for 01R.
- 13.02.51- TWR-8478 roger, you are cleared to land 01R, wind 240 06, maximum 10 kt.
- 13.03.02- ANE8478- Cleared to land 01R, ANE8478.
- 13.02.06- TWR- tower papa car.
- 13.02.07-P4- Yes, P4 confirms runway clear. We'll hold short until the next one lands... (garbled).
- 13.03.15- TWR- Affirm P4, hold your position.
- 13.03.20- P4- Copy.
- 13.03.24- ANE8884- Yes, Menorca, this is triple eight four.
- 13.03.26- TWR- Triple eight four, go ahead.
- 13.03.29- ANE8884- Yes, we're with the signalman now and, nothing, our mistake, I had input the left runway into the FMS and the mistake is completely mine, there's... there's no other explanation.
- 13.03.40- TWR- Alright, roger. The fact is that from here it's hard to tell on final whether you're heading for one runway or the other, but anyway, it's ok, no harm done.
- 13.03.51- ANE8884- Yes, the problem was that, I had entered the left runway into the FMS and it was, it was my mistake. But anyway... we broke it in, right?
- 13.04.02- TWR- Firefighters, tower, go ahead.

- 13.04.04- SCI- Let's see, umm... The pilot told you what... what we could do?
- 13.04.15-TWR- Firefighters, tower, we don't need your services. you can return to parking. There's no emergency and nothing's been declared.
- 13.04.25- SCI- We were headed there because coordination notified us, but we'll return to parking.
- 13.04.34- TWR- return to parking, there's no emergency and you don't need to be scaring the passengers.
- 13.04.39- SCI- Roger, copy that.
- 13.04.44- ANE8478- Final 01R, ANE8478.
- 13.04.48- TWR- 8478, continue as cleared.
- 13.05.58**- TWR- 8478, signalman at J, to your right.
- 13.06.02- ANE8478- Signalman at J, 8478.
- 13.06.06- TWR- P4 guide triple eight four to J as well, please.
- 13.06.11- P4- OK, in sight. We're behind the aircraft.
- 13.06.15- TWR- Thank you.

————— END of TRANSCRIPT —————

APPENDIX C

Diagram of the runway-closed markings and information on runway-closed signs



Chapter 7 of ICAO Annex 14 states that:

7.1. Closed runways and taxiways, or parts thereof

Application

- 7.1.1. A closed marking shall be displayed on a runway or taxiway or portion thereof which is permanently closed to the use of all aircraft.
- 7.1.2. **Recommendation.**— A closed marking should be displayed on a temporarily closed runway or taxiway or portion thereof, except that such marking may be omitted when the closing is of short duration and adequate warning by air traffic services is provided.

Location

7.1.3. On a runway a closed marking shall be placed at each end of the runway, or portion thereof, declared closed, and additional markings shall be so placed that the maximum interval between markings does not exceed 300 m. On a taxiway a closed marking shall be placed at least at each end of the taxiway or portion thereof closed.

Characteristics

7.1.4. The closed marking shall be of the form and proportions as detailed in Figure 7-1, Illustration a), when displayed on a runway, and shall be of the form and proportions as detailed in figure 7-1, Illustration b), when displayed on a taxiway. The marking shall be **white** when displayed on a runway and shall be **yellow** when displayed on a taxiway.

Note.— When an area is temporarily closed, frangible barriers or markings utilizing materials other than paint or other suitable means may be used to identify the closed area.

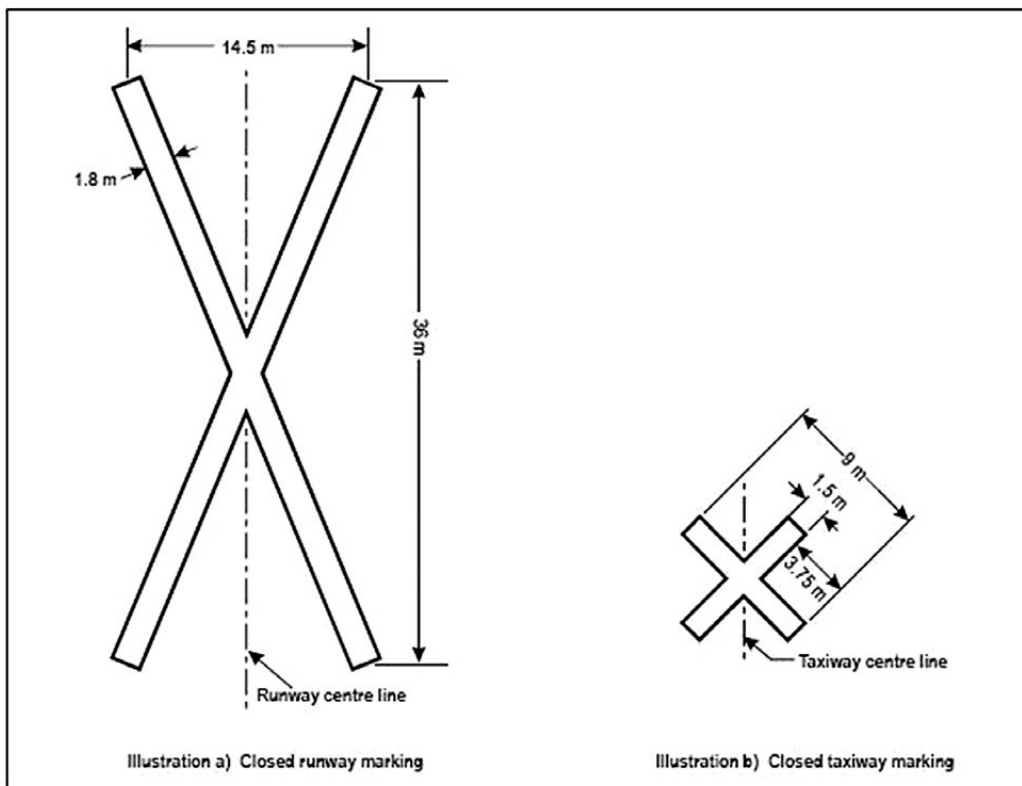
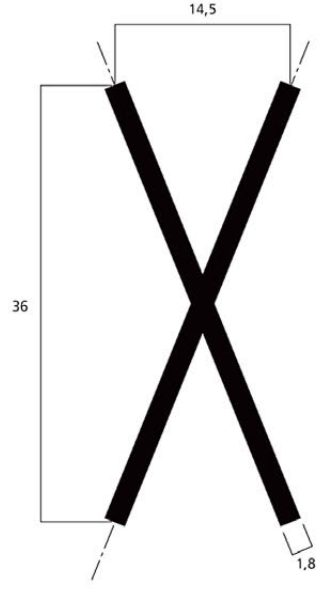
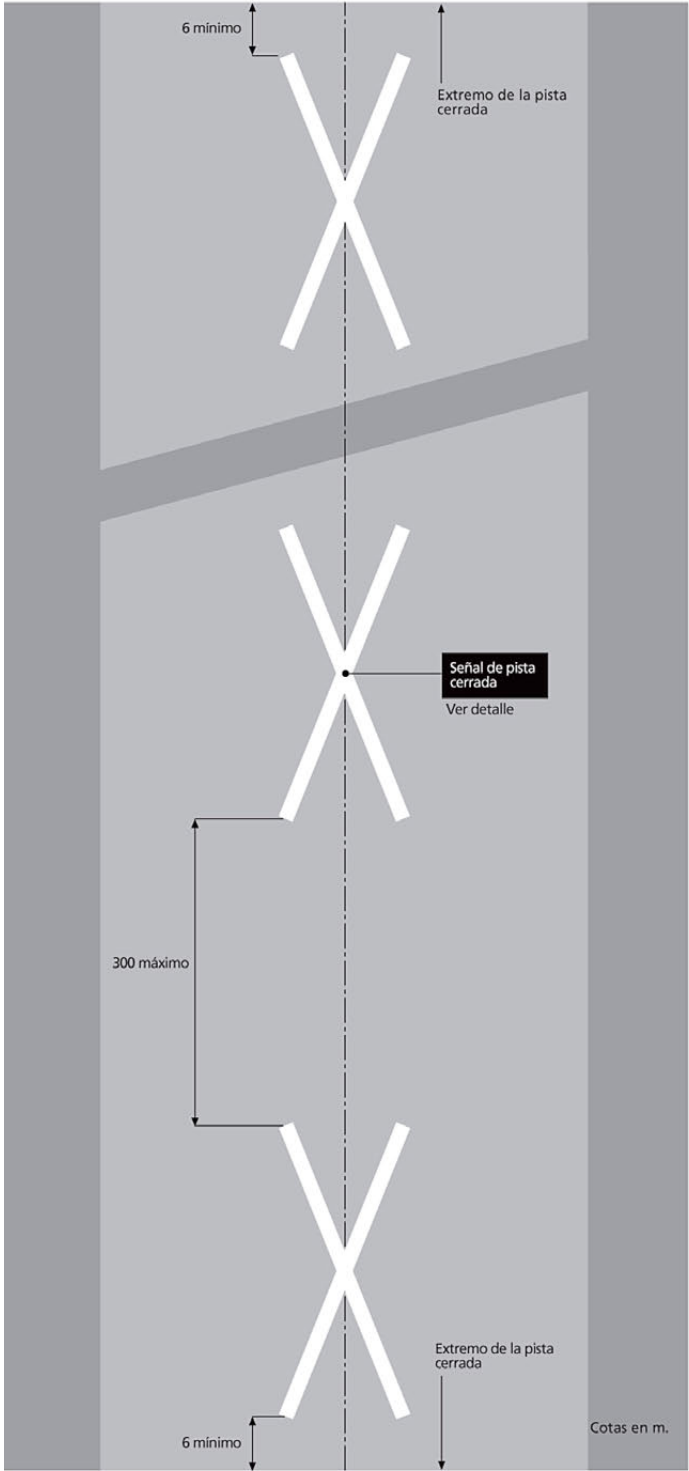


Figure 7-1. Closed runway and taxiway markings

Señal de pista cerrada

1.7



A closed marked should be displayed on a runway or portion thereof which is temporarily or permanent closed to the use of all aircraft.
 On a runway a closed marking shall be placed at each end of the runway, or portion thereof, declared closed, and additional markings shall be so placed along the runway that the maximum interval between markings does not exceed 300 m.

Color de la señal: Blanco.		Color de contraste: Negro.

Estas señales podrán rebordearse en negro para aumentar el contraste con el pavimento de la pista. Ver criterios en 1.5.

APPENDIX D
**Mitigating measures for the proper
dissemination of AENA information**



CÓDIGO: EXA47

FECHA: 07/05/07

Dirección de Operaciones y Sistemas de Red

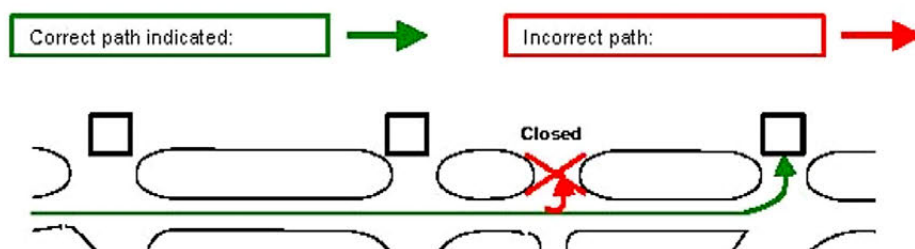
5. SITUATIONS INVOLVING OPERATIONS

5.1 IMPROPER DISSEMINATION OF INFORMATION.

SITUATION: The closing of a runway and of other parts of the movement area, due to construction or for any other scheduled or unforeseen circumstance, is not communicated to users sufficiently in advance or using the proper means.

Example 1: Occasionally, an airport where a new runway was being built has failed to properly communicate this fact, resulting in crews on approaching aircraft mistaking the runway under construction with the runway in use, since pavement under construction is easier to see than the pavement on the runway in use.

Example 2: Another situation that could arise involves having one or several apron access gates closed due to construction in the area, or to the gates themselves being under construction. For example, the TWR might instruct a pilot to access the apron via the third gate. The pilot starts counting as he taxis past and turns at the third gate to access the apron, failing to notice that it is closed due to construction and that the TWR meant the following gate.



RISK: The improper dissemination of information on a runway or other part of the movement area that is out of service can, along with other factors (adverse weather conditions, improper personnel training, excessive workload, etc.), lead to a runway incursion or to some other situation that negatively affects the aerodrome's operational safety.

MITIGATING MEASURES:

- Publication, as appropriate, and in keeping with established procedures, of the information in question:
 - The provisions in EXA 1, Work Coordination Procedure, must be applied when applicable so as to provide information on those times when the airport's capacity will be diminished or limited as a result of any work, so that flights can be scheduled around the work.

DIVISIÓN DE OPERACIONES

MEJORA DE LA SEGURIDAD OPERACIONAL.
ASPECTOS RELACIONADOS CON LA CONFIGURACIÓN Y MANTENIMIENTO DEL CAMPO DE VUELO"

página 1

Aena



CÓDIGO: EXA 47

FECHA: 07/05/07

Dirección de Operaciones y Sistemas de Red

- Publication of the corresponding NOTAM and/or Supplement (SUP) well enough in advance. If the information to be disseminated requires long texts, graphs, maps, or if the situation is going to last more than three months, it will be published using a Supplement (SUP) in keeping with established procedures (AIRAC cycle). A NOTAM must then be published shortly before the work in question is to commence.
- If required by the situation (for long duration work, for example), publish this fact in the AD section of the AIP.
- ATIS.
- Local information bulletins.

DIVISIÓN DE OPERACIONES

"MEJORA DE LA SEGURIDAD OPERACIONAL.
ASPECTOS RELACIONADOS CON LA CONFIGURACIÓN Y MANTENIMIENTO DEL CAMPO DE VUELO"

página 2

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Monday, 11 July 2011, 21:00 local time
Site	San Carles de la Rápita (Tarragona)

AIRCRAFT

Registration	EC-JLB
Type and model	AIR TRACTOR AT-802A
Operator	SAETA (Servicios Aéreos Europeos y Tratamientos Agrícolas)

Engines

Type and model	PRATT AND WHITNEY PT6A-67F
Serial Number	1

CREW

Pilot in command

Age	48 years old
Licence	Commercial pilot license
Total flight hours	2,135 h
Flight hours on the type	157 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Aerial work – Commercial – Fire fighting
Phase of flight	Water landing

REPORT

Date of approval	19th September 2012
------------------	---------------------------------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The amphibious aircraft, an AT-802A, registration EC-JLB, was engaged in firefighting efforts for the government of Catalonia. On 11 July 2011, it took off at 20:30 local time from the Reus Airport, where it was based, loaded with water. It was flying behind another AT-802A, performing all of its maneuvers behind the lead aircraft. After doing the first drop on the fire they were fighting, they headed for San Carles de la Rápita, in Tarragona, to take on water and return to the fire.

At 21:00, while taking on water, the aircraft suffered an accident due to the fact that the gear was extended. The aircraft turned over and remained floating on the surface upside down. The pilot waited for the cockpit to fully flood, took the air bottle and left the aircraft under his own power without sustaining any injuries. The aircraft suffered minor damage to the left aileron and the propeller blades.



Figure 1. EC-JLB before and after being recovered from the water

1.2. Personnel information

The pilot had flown the aircraft on the positioning flight from Carcelén (Albacete) to the Reus Airport on 28 June 2011. He started working on firefighting operations on 4 July from that base and had flown on 4, 5 and 7 July 2011. He had flown 73 hours in the last year, 11:50 h in the last quarter, 8:40 h in the last month and 4 h in the last week.

He had a total of 2,135 h of experience. He had obtained his rating to fly the amphibious Air Tractor 802 in May 2005, a rating he last renewed in June 2011. In May 2011 he had renewed his terrestrial and agricultural Air Tractor rating. In January 2011 he had completed the company's annual proficiency check.

He had 157 h of experience on the amphibious Air Tractor. His most recent flights on that aircraft type had been on 4, 5 and 7 July, the positioning flight on 28 June, the rating renewal flight on 2 June and the year before between June and November.

The pilot's main activity was firefighting.

1.3. Aircraft information

Aircraft EC-JLB had been manufactured in 2005 and registered in Spain in December of that same year. It had all of the licenses and authorizations required to fly. At the time of the accident the aircraft had 285 h and the engine 302 h.

On 14 June 2011, approximately a month before the accident, the aircraft passed its annual and 100-hour inspections, and the propeller and engine present on the aircraft at the time of the accident were installed. The pontoons were also subjected to their annual and 100-hour inspections, during which all of their components, including the gear's electrical system, were checked. Following this maintenance, the aircraft flew a total of seven hours, corresponding to the positioning flight to the base at Reus and the flights of 4, 5 and 7 July as part of the firefighting campaign, all by the accident pilot.

1.3.1. Description of landing gear

The undercarriage (see figure 1), which has two nose gears and two main gears, all of them retractable and housed in the pontoons, is operated via two independent hydraulic systems. Each system can actuate the gear by itself. There are two hydraulic pumps, each driven by an electric motor. The two pumps normally run simultaneously for faster gear operations. Once the gear reaches the desired position, it is locked in place mechanically.

The position of the gear is not visible from the pilot's seat but is indicated in the cockpit by eight lights located to the right of the gear lever (figure 2, left photograph):

- 4 green lights that indicate the gear is up and locked when on.
- 4 blue lights that indicate the gear is down and locked when on.
- 2 red lights (PUMPS ON), located between the green and blue lights, that, when on, indicate the pumps are running and the gear is in transit.

When the gear is up and locked, the gear up lights turn on and remain on as long as the gear remains in that position. In other words, once the gear is raised, the 4 green lights in the cockpit will be on. The same logic applies to the gear down lights. While

in transit, the gear up and down lights are off and the pump lights turn on, indicating that the pumps are on and that the gear is moving.

Associated with each of the electric motors that drive the two hydraulic pumps are two circuit breakers, identified as PUMP 1 and PUMP 2, that protect the circuit from overloads (figure 2, right photograph). These breakers, one for each motor, are in the right panel in the cockpit.

The hydraulic pumps also extend and retract the scoop nozzles. When the airplane is stable on the water and moving at a preset speed, the scoop nozzles are extended. With regard to the conditions of the gear, the pumps are energized when the hydraulic pressure in the system is below a set value. This occurs when the gear lever is actuated. According to information provided by the manufacturer, a frequently operating pump when the gear is not in transit is indicative of a hydraulic leak, a situation that is covered by an emergency procedure. In flight, the pressure in the system may occasionally drop due to the system being idle, in which case the pump may turn on for one or two seconds.

The gear is locked in the up or down position mechanically and does not require hydraulic pressure to stay in position. Once the gear is locked, it will remain in the locked position.

There is an acoustic system to aid pilots in determining the gear position. When the aircraft's speed drops below a set value, the system, protected electrically by the GEAR ADV breaker, announces "GEAR IS UP FOR WATER LANDING" or "GEAR IS DOWN FOR RUNWAY LANDING" every 3.5 seconds. At the same time an amber light turns on in a pushbutton situated to the left of the panel. When the pilot presses this button, the acoustic notification stops.

The electric motors for the pumps and the acoustic gear notification system are powered from the main bus.

1.3.2. *Operating procedures involving the landing gear*

There are repeated warnings in the manual prohibiting a water landing if the gear is not fully retracted. There is also a requirement to install a placard on the control panel within view of the pilot featuring this same warning.

Item 24 on the before engine start checklist includes a check of the breakers. After takeoff the gear UP position and the four blue lights are checked on three separate occasions: during the climb, in cruise flight and on the approach to take on water.

There are no steps in the normal procedures in the flight manual that require operating the pump motor breakers. Such actions are only contained in the emergency procedures (in the event of continuous pump operation in flight or of a gear failure).

1.4. Wreckage and impact information

There was minor damage to the aircraft's left aileron and propeller blades, indicative of an impact at low speed. The landing gear, which had been visually confirmed as being down before the recovery, was confirmed to be locked. The aircraft was placed on the gear once it was recovered from the water.

In the cockpit the gear lever was correctly situated in the gear up position and the circuit breakers for the hydraulic pump motors (labeled PUMP 1 and PUMP 2) were tripped. The gear extension lever was guarded, the propeller lever was in the forward position, the flaps were extended 20° and the water scoop system was in manual. The GEAR ADV breaker associated with the acoustic notification for the gear was not tripped.

Next to the water refill selector there was a sticker with the word GEAR handwritten on it in Spanish.



Figure 2. Gear lever in the UP position and tripped gear pump breakers

1.5. Tests and research

1.5.1. Statements

Pilot's statement

In his initial statement, the pilot said that after takeoff, he raised the gear and did not actuate the gear lever for the rest of the flight, since he did not need to do so until the

landing. He took off in the number two position, behind another aircraft. The pilots, of their own initiative and as a safety measure, had agreed to perform the checklists from memory and check them out loud on a separate frequency. He, by virtue of flying in the second position, was able to check the position of the gear of the aircraft flying ahead of him, but not the other way around. He stated that the lights were on and that no acoustic warnings sounded.

In a subsequent statement he said that he was not sure whether the gear lights were on, but he was positive he had raised the gear after takeoff. At the start of the flight he had had problems with the radio (the other aircraft was not receiving him) which they eventually solved. He said that although it was not mentioned in the procedures, he was in the habit of opening the pump breakers when preparing for a flight since the pumps turn on as soon as the aircraft is powered up and can be very bothersome.

Statement of the pilot flying in front

The mechanics do a check first thing in the morning and then they do a pre-flight check. In his check of the cockpit, he does not make any adjustments to the hydraulic pump breakers. He always activates the gear lever immediately after takeoff and then again only at the end of the flight. He took off in front, made his water drop and supervised the drop made by EC-JLB. He did not notice whether its gear was down. In his opinion, he would have noticed whether the gear was down because the nose gear is visible even in the air.

1.5.2. *Inspection of landing gear*

Once the aircraft was recovered from the water, the gear was inspected visually. There were no signs or physical evidence of any equipment being damaged, broken, bent or of a lack of clearance indicative of a physical problem with the mechanism used to lower or raise the gear. The gear lever in the cockpit did not show signs of being loose or of being able to be moved inadvertently from its position. There was hydraulic fluid in the system and no leaks or losses of fluid were detected. The overall appearance of the aircraft and gear was good.

The gear was physically in a down and locked position. None of the gear's components had started to move upward. In fact, the airplane was placed resting on its gear after it was recovered from the water.

After the accident the gear was tested and verified to cycle through an extension and retraction cycle normally. Both the gear up and locked and gear down and locked indications functioned properly.

1.6. Additional information

1.6.1. *Information from the company*

According to information provided by the operator and confirmed by the pilots, the checklists used are those contained in the manufacturer's flight manual. There are no company-adapted lists. These lists occupy a total of seven pages. The items on each list are unnumbered and the font size is 7. As a general rule, the pre-flight check is conducted in accordance with the Flight Manual by the pilot.

2. ANALYSIS

The accident of aircraft EC-JLB while performing a water landing occurred because the landing gear was down when it should have been up. Under these conditions, the aircraft's reaction to turn over and remain afloat upside down is an expected consequence. This kind of occurrence is typical for amphibious aircraft, as evidenced by the warnings in the flight manual and in the cockpit and by the gear position warning systems that have been designed specifically for this type of aircraft.

With the exception of the position of the gear and the hydraulic pump breakers, the flaps, power, propeller and gear levers were all in the proper position for a water landing. The minimal damage to the aircraft is consistent with a low landing speed, as required by a water landing.

2.1. Gear position

The gear lever was firmly slotted in the gear up position. That the lever moved either due to being improperly housed in its slot or to being inadvertently moved by the pilot can be ruled out. It is also considered unlikely that the pilot altered the lever's position once in the water; that is, that the lever had been in the gear down position and that he changed it before leaving the aircraft. In a stressful and dangerous situation such as a flooded cockpit upside down in the water, it is improbable that the pilot would have taken the time and effort to change the position of any control. Therefore, it is believed that before the water landing, the gear lever was in the up position, just as it was found.

One possibility is that the lever was placed in the gear up position just before the water landing, so that the gear did not have time to fully cycle. The hydraulic pump motors would have turned on to move the gear and the contact with the water with the motors running would explain why the breakers were found tripped after the accident. However, the gear retraction cycle, even if not completed, should have at least started, and in the case of EC-JLB, none of the gear components showed signs of moving toward the retracted position. Thus, while this hypothesis does explain the position of the breakers and gear lever, it does not account for the gear position.

According to his statement, the pilot was completely sure that he raised the gear after takeoff because that is his usual practice. Once the gear is up, the pilot forgets about it since no further actions with the gear are necessary until the pilot returns to base. If the gear had been retracted after takeoff, the mechanical lock would have kept the gear in that position, even after a loss of hydraulic fluid. After the accident, none of the gear components were damaged, broken or bent or exhibited a lack of clearance indicative of an uncommanded gear extension due to problems in the locking mechanism. The gear up and gear down cycles performed confirmed the proper operation of the locking mechanisms. Problems with a loss of pressure due to hydraulic fluid leaks were also ruled out. Moreover, after the complete inspection of the pontoon system a month before the accident, the aircraft operated for seven hours and four days without any gear extension or retraction problems. There is thus no evidence that the gear could have unlocked, lowered and then relocked itself.

If the possibility that the gear was retracted at some point during the flight is ruled out, the possibility still remains that the gear was never physically retracted and remained in the down and locked position throughout the flight. Since the gear retraction system did not show any signs of malfunctioning, the fact that the breakers were tripped at the start of the flight would explain why the gear did not show any signs of moving toward the retracted position. With the breakers tripped, the pilot probably actuated the lever after takeoff, as was his habit, but the gear position did not change because the pumps were disabled.

The gear cannot be seen from the cockpit and after takeoff, the pilot did not need to use the hydraulic system until he was in the water to refill the tank. That is why, during the flight, there would have been no systems that required hydraulics and that would have alerted him to the inoperability of the hydraulic pumps.

The pilot did not report any problems with the other onboard equipment during the flight. The problem with the radio transmissions at the start of the flight is unrelated with the status of the pump breakers. Only a general fault of the main electrical bus would have resulted in a multiple failure, which would have produced faults in other systems powered by the same bus. Thus, an electrical fault can be ruled out as the cause of the breakers being tripped.

It seems very likely, then, that the breakers were opened at the start of the flight by the pilot while preparing for the flight.

2.2. Gear position indications in the cockpit

Even though the position of the gear is obstructed from the pilot's view, there are systems to aid and notify the pilot of its position: the gear indication lights and the

gear position warning system. Indicating lights are always on, whether it is the up lights, the down lights or the pump running lights. On the accident flight, even if the pumps were not energized, the green gear down lights should have been on throughout the flight and the pump lights off since the breakers were tripped. The tests conducted on the gear after the accident showed that both the gear up and down indications were working properly, thus ruling out any problems related to the cockpit indications.

In addition to the lights, the gear position warning system was operational, since there were no faults with the power supply and the breaker for the system was not open. The system should thus have worked on the accident flight, meaning the pilot should have received the acoustic "GEAR IS DOWN FOR RUNWAY LANDING" warning and seen the warning light turn on.

In conclusion, no signs of a malfunction were found in the visual and acoustic gear position indicating systems, meaning they must have been operational during the accident flight.

2.3. Checklists and execution

The checklists used by the operator are the same as those included by the manufacturer in its flight manual. These lists do not include checks of additional systems, such as the acoustic gear position warning system, which involves a set of checks before the flight. As a result, a safety recommendation is issued to the operator to include the specific systems found onboard an aircraft in that aircraft's checklists. Also, the design of the lists is considered to be inadequate in terms of the ease of execution in flight due to the font size and the lack of numbered items.

The position of the pump breakers should have been detected by the pilot before takeoff as part of the pre-start checklist. Once airborne, the execution of the checklists should have alerted him on three separate occasions that the visual indication for the gear was not appropriate for a water landing.

The fact that the gear lever was in the proper position probably made the pilot pay less attention to the indicating lights, believing the gear to be in the right position because the lever was. Operations do not require actuating the lever once the gear is raised after takeoff. This makes it easy to ignore this system and focus on the firefighting activities.

The practice of opening the pump breakers before takeoff to avoid noise from the pumps while preparing for the flight is not mentioned in the manufacturer's or operator's procedures. It is a customary action performed by the pilot. Even so,

completing the checklists would have alerted the pilot to the improper position of the breakers.

Lastly, the fact that the indicating lights were not noticed on three separate occasions indicates, at a minimum, that the checklists are not completed. In this regard a safety recommendation is issued to the operator to enhance the training it gives its pilots on the need to execute the checklists scrupulously and methodically. The operator should also assess whether the poor design and content of the checklists is the reason why the pilots do not execute them.

3. CONCLUSION

3.1. Findings

- The pilot was properly licensed and rated to engage in firefighting activities.
- The pilot had over 2,000 flight hours and was a full-time firefighting pilot.
- The pilot had 157 h on the AT802A and had 7 h on the aircraft in the last month.
- The aircraft was properly licensed and authorized to engage in firefighting activities.
- A month before the accident the aircraft had undergone annual and 100 h inspections.
- The pilot had seven hours of flight time on the aircraft after its last inspection.
- The aircraft's speed during the water landing was correct.
- The aircraft landed on the water with the gear down.
- The gear lever was properly situated in the gear up position.
- The two hydraulic pump breakers were tripped.
- The visual and acoustic gear position indicators did not exhibit any malfunctions.
- The gear retraction, extension and locking system did not exhibit any malfunctions.
- The tank had a proper amount of hydraulic fluid.
- The checklists were not completed during the flight on at least four occasions.
- The operator's checklists did not include the revision to the acoustic gear position warning system since it was an additional system.

3.2. Causes

Aircraft EC-JLB performed a water landing with the gear down possibly due to the fact that the hydraulic pump breakers were opened so as to avoid the associated noise in the cockpit during the flight preparation, an action not indicated on the checklists. This rendered the gear inoperative, leaving it in the down and locked position for the entire flight. Neither the condition of the breakers or the visual gear down and locked indications were noticed by the pilot during the flight due to the incomplete execution of the checklists.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 38/12. It is recommended that SAETA (Servicios Aéreos Europeos y Tratamientos Agrícolas), as the operator of the flights, and concerning the checklists:

- Enhance its pilot training with regard to the need to execute the checklists as an important safety element that aids in ensuring that the airplane is properly configured, and also bearing in mind that it is a single-pilot operation.
- Analyze the suitability of the checklists used as a possible reason for the routine pilot practice of not completing the lists during operations. The review should at least consider aspects such as the font size, the numbering of items and the amount of items on each list.
- Adapt the checklists to the additional equipment installed onboard each aircraft. Specifically, with regard to aircraft EC-JLB, the checks made prior to the operation of the gear position warning system should be included.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	18 September 2011, 16:50 LT¹
Site	El Puerto de Santa María (Cádiz)

AIRCRAFT

Registration	D-HONY
Type and model	BELL 206B
Operator	Rotorflug GmbH

Engines

Type and model	ALLISON 250-C20B
Serial Number	1

CREW

Pilot in command

Age	49 years old
Licence	CPL(H)
Total flight hours	2,506 h
Flight hours on the type	327 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew		1	
Passengers		1	1
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Significant
Third parties	Façades of surrounding buildings

FLIGHT DATA

Operation	Aerial work – Commercial - Filming
Phase of flight	En route

REPORT

Date of approval	24th October 2012
------------------	-------------------------------------

¹ All times in this report are local (UTC-2).

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

At approximately 16:30, the helicopter, operated by Rotorflug, took off from the Jerez Airport to film different locations in the Cadiz and El Puerto de Santa Maria area. The pilot and a production company executive were in the front seats, while the center rear seat was occupied by the camera operator.

Some 20 minutes after taking off, while they were filming over the town center of El Puerto de Santa Maria, the helicopter started a sudden uncommanded rotation to the right. The pilot unsuccessfully tried to regain control of the aircraft, which eventually fell on a city street, hitting several buildings during the descent (figure 1).

The camera operator who was travelling in the rear seat exited under his own power with only slight injuries. Both the pilot and the other occupant seated to his left were rendered unconscious by the impact and had to be rescued by passersby, who extracted them from the helicopter.

Emergency services were immediately notified, with the police, firefighters and medical personnel arriving on the scene a few minutes after the impact.



Figure 1. Helicopter wreckage

There were no injuries among the passersby or the local residents. There was some damage to nearby buildings and significant damage to the helicopter.

1.2. Personnel information

The pilot obtained his helicopter private pilot license (PPL(H)) in 1995 and his commercial pilot license (CPL(H)) in 2005.

He had a type rating to fly as pilot in command on the Agusta A109, Bell 206, Robinson 22 and Robinson 44 types. He also had a flight instructor type rating (TRI) for the Bell 206, Robinson 22 and Robinson 44, and a commercial and private pilot flight instructor (FI) rating.

The pilot had successfully completed his last proficiency check to renew his Bell 206 type rating in April of 2011. Also that April he received training and was tested on the safety and emergency equipment onboard the Bell 206, he did a line check onboard a Bell 206 and took a CRM refresher course, all in compliance with the requirements that European regulations² impose on companies that engage in commercial helicopter transport.

According to his statement, he estimated that he had some 50 hrs of experience on film flights. In Spain he had only flown about 3 h on the circuit at the Son Bonet Aerodrome (Mallorca) from May to June 2010.

He had a valid Class 1 medical certificate, in force on the day of the accident.

It was his first in a series of scheduled flights in replacement of another pilot who had been flying the same helicopter in the two previous weeks as part of a contract to film locations along the Spanish and Portuguese coasts. He had flown into Jerez that same morning on a three-hour flight from Frankfurt (Germany). He had about four hours to rest before the flight. He had had a total of 21 flight hours and 129 duty hours in the three weeks prior to the accident. He had rested the day before.

Within Rotorflug, he held the position of Flight Operations and Training Manager.

1.3. Aircraft information

The Bell 206B JetRanger II is a five-seat helicopter powered by a 400-hp Allison 250-C20B turbine. Both the main and tail rotors have two blades each.

² JAR-OPS3 or Joint Aviation Requirements for engaging in commercial air transportation operations in civil helicopters.

The accident helicopter was made in 1978 and had 15,878 flight hours. The engine had 7,426 operating hours since its manufacture.

In February 2011 the aircraft had successfully undergone an airworthiness inspection, after which it was issued the corresponding airworthiness review certificate (ARC), which was valid at the time of the accident.

1.3.1. *Description and maintenance of the anti-torque rotor system*

The drive shaft from the engine to the tail rotor connects the freewheel with the gearbox in the tail rotor.

The drive shaft is divided into eight segments. These segments are coupled through a combination of geared adapters and a group of unlubricated laminated steel rings. The lugs at the rear of each segment are threaded onto the set of rings, which are in turn screwed onto the adapter that is geared with the next segment. Bearings hold each shaft segment to the tail boom structure (figure 2).

The maintenance program specifies a visual check of the general condition of the couplings and bearings every 100 flight hours or annually, as well as a more detailed inspection every 300 h. The bearings must also be lubricated annually. According to the aircraft's maintenance records, both inspections and the lubrication had been performed within the specified periods. There were no indications in the records of any repairs made to or defects found in the transmission.

The final transmission segment is geared through the adapter in the tail rotor gearbox, which reduces the rpm's and transmits the shaft's rotational motion to the rotor blades. It has its own lubrication system, which features an electromagnetic detector to pick up the presence of metallic particles, indicated by a light in the cockpit. The gearbox is attached to the tail cone structure with four threaded steel bolts.

According to the maintenance program, the gearbox must be checked every 100 h for oil leaks, contamination, structural cracks or defects in its mount to the helicopter. The oil must be changed every 200 h or annually, and it must undergo a thorough inspection every 3,000 h. All of these tasks were listed as completed within the required times in the maintenance records checked. The gearbox had been installed on the helicopter in September 2007 and had a service life of 2,100 h left at the time of the accident until its next overhaul, which is scheduled every 6,000 h.

As for the tail rotor, it must undergo a visual inspection and have several of its components lubricated at intervals of 50, 100 and 300 h. The maintenance records checked showed these tasks as having been completed within the specified intervals.

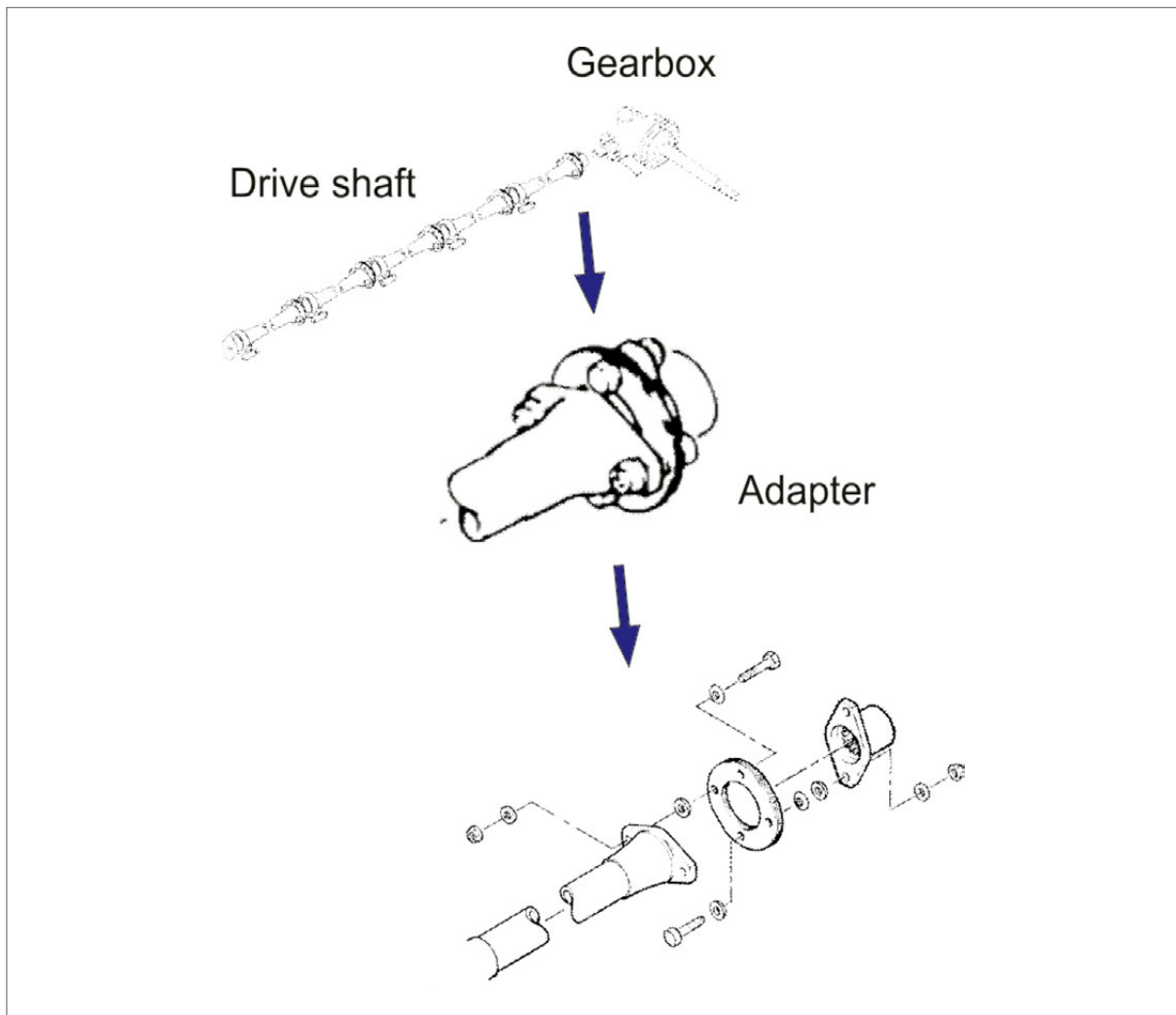


Figure 2. Diagram of the aft section of the tail rotor transmission

The control records for every tail rotor component with service life limitations showed that they were all within their limits.

The maintenance program also includes a corrosion control program that consists of inspections quarterly or every 100 h (whichever comes first). The last corrosion control inspection had been conducted in July 2011.

The installation of the camera on the helicopter was allowed by a Supplemental Type Certificate (STC). Associated with this modification was a Supplemental Flight Manual that provides the necessary data to take into account the camera's effect on the weight and balance.

A few days before the start of work in Spain, another modification was implemented that consisted of raising the height of the skids. Its effect on the weight and balance was negligible and not taken into account.

1.3.2. *Weight and balance of the aircraft*

The weight and balance information found onboard reflected the values for the last weighing of the helicopter conducted in March 2010.

The weight and position of the center of gravity had been calculated taking into account the fuel onboard (510 lb), the lubricating oil, the weight of the crew and their baggage, as well as the values provided by the manufacturer for both the longitudinal and lateral positions of each of these components.

Under this scenario, the takeoff weight on the first flight of the day was 3,198 lb, very close to the maximum authorized weight of 3,200 lb. Considering this initial weight and taking into account the approximate fuel consumption (85 kg/hr), the position of the center of gravity over the course of the flight was verified to have remained within the limits specified in the Flight Manual.

1.4. Meteorological information

The day was relatively hot with an ambient temperature of 26 °C at the time of the accident. The wind at that time was mainly from the W-SW at a speed of between 10 and 12 kt.

1.5. Communications

At 16:21 the pilot requested clearance from the control tower to start up, which was immediately granted. The tower then cleared him to taxi to the hold point and at 16:30 to take off from runway 20.

At 16:35 he was transferred to Seville Approach, to which he reported that he would be flying at 1,000 ft and requested clearance to enter the Rota CTR, inside of which is El Puerto de Santa María. ATC cleared him to enter the CTR, which the pilot acknowledged, reporting that they would proceed directly to Cadiz.

There were no more communications between the helicopter and ATS stations. The pilot did not report any type of emergency.

1.6. Flight recorders

The aircraft was not equipped with a flight data or cockpit voice recorder. The relevant aviation regulations did not require any type of recorders to be carried onboard.

A portable GPS unit was recovered and used to obtain flight path information.

The footage recorded by the camera installed on the helicopter in the minutes leading up to and including the loss of control prior to the impact was also recovered.

1.7. Wreckage and impact information

The helicopter fell to street level, coming to rest on its left side. The cockpit retained its structural integrity for the most part. There were significant dents and fractures to the front left side and the front windshield was broken.

The tail boom was bent in front of the horizontal stabilizer, which had torn its outer skin. There were several impact marks in the area closest to the tail rotor and it was resting on the ground atop its horizontal stabilizer and one of the tail rotor blades. Both the tail rotor transmission and the control bar to change the pitch of the blades were bent and broken in the same area where the tail boom had bent. There were no signs of wear or corrosion in the fracture area.

Debris that had detached from the walls of buildings on either side of the street as the result of a strong impact from a sharp edge was also identified (figures 3 and 4).

There were also impact marks on window grills in one of the buildings.

The outer half of one of the main rotor blades was found on the roof of a nearby building, next to the corner of a wall where two deep impact marks were found. There



Figure 3. Marks on building wall



Figure 4. Marks on building wall

was a metal fence around said roof that was badly bent and partially detached. The other blade had lost a part of the area near its tip.

The pitch control rods for the main rotor were broken. The gear between the drive shaft and the main rotor gearbox was also broken.

One of the tail rotor blades had broken and its outer section detached. The other blade was bent and partially detached halfway along its length.

Three of the four bolts that attached the right-angle gearbox on the tail rotor to the tail boom structure had detached. The gearbox was still attached with one bolt, though it was slightly rotated with respect to its normal position. The broken sections of the other bolts were found inside the tail boom with their threads firmly in place.

The aft segment of the tail rotor drive shaft had decoupled from the gearbox when the lug that attaches it to the gearbox adapter broke. The adapter, and part of the broken lug still screwed onto it, was found on the ground just below the tail. Neither the adapter nor the broken segment showed any external signs of corrosion.

There was a strong smell of fuel coming from the wreckage and various components and materials in the cockpit showed signs of having been doused by fuel.

The hydraulic system switch was in the ON position. The fuel shut-off switch was OFF with its guard lifted. The throttle twist grip was in the "Flight" position and the battery and generator switches were both ON. The battery had been disconnected from within its housing at the nose of the helicopter.

1.8. Tests and research

1.8.1. Reconstruction of the flight path

The information obtained from the footage of the onboard camera, from the surveillance radar (SSR) and from the GPS receiver recovered from the wreckage allowed investigators to reconstruct the aircraft's flight path leading up to the accident (figure 5).

The aircraft entered El Puerto de Santa Maria from the E, flying along the river and making two right-hand 360° turns over a location NE of the impact site. It then returned to the river and flew SW before proceeding to the town center on a path perpendicular to the river.

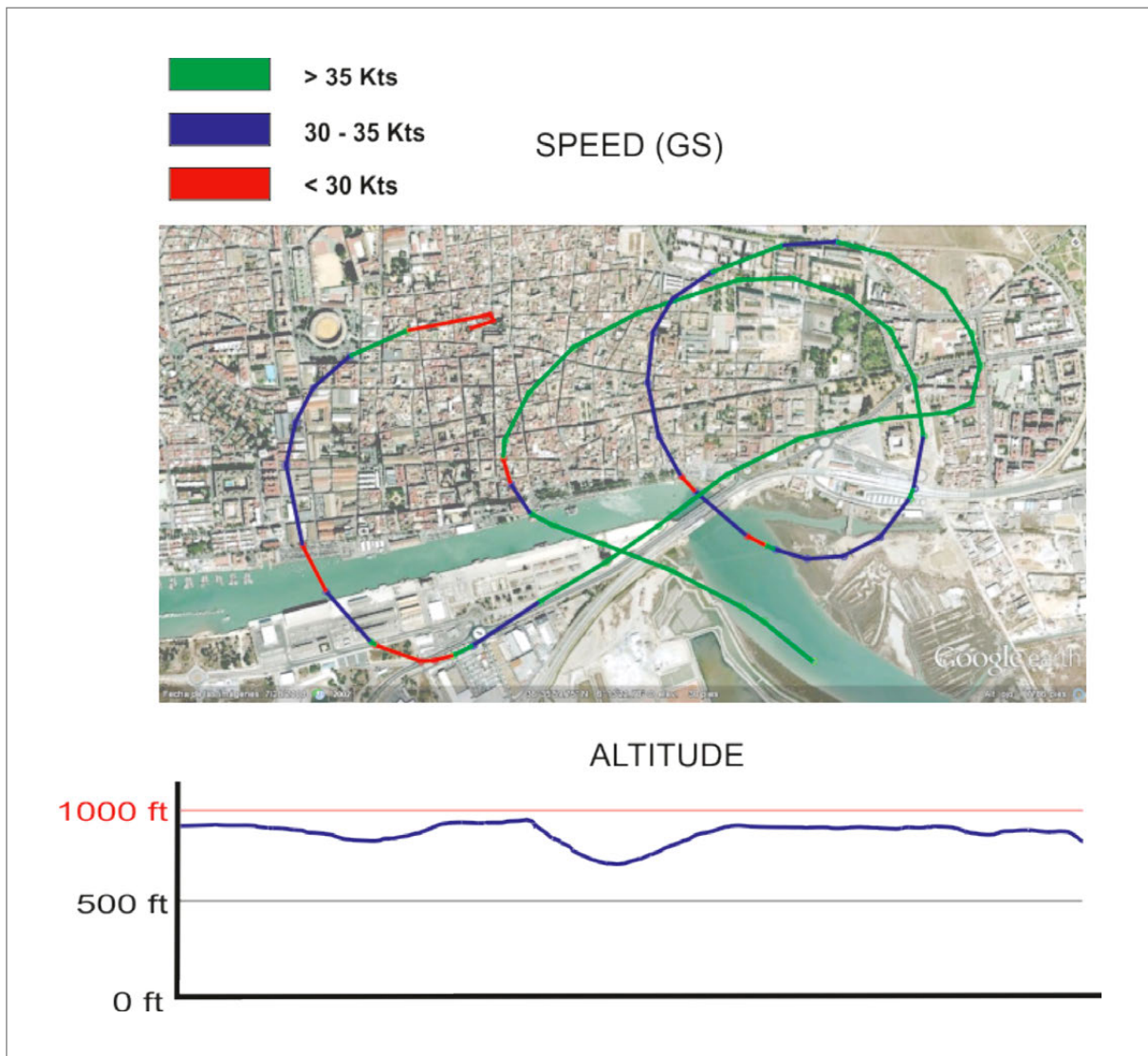


Figure 5. Flight path of the helicopter over the city

After starting a turn to the right, and while on a NE course (parallel to the river), the helicopter started yawing to the right suddenly. It is estimated that in about 3 seconds, the helicopter had turned 180° and reached a turn rate of about 90°/s. The aircraft completed approximately four full turns while losing altitude until finally, near the ground, the turn rate slowed. Immediately afterward, the descent rate slowed coincident with an increase in the turn rate just before impact. The complete sequence from the initial loss of control to impact lasted about 35 seconds.

The images of the final few seconds as the turn rate decreased showed that the helicopter's forward speed at that time was practically zero.

The AGL during the flyover of the city varied between 700 and 900 ft. During the full turns, the ground speed (GS) was between 25 and 35 kt, increasing to 55 kt during a straight-line segment to change location. In the seconds before the loss of control, the helicopter was at an altitude of 900 ft and flying at a GS of 30 kt.

1.8.2. *Simulation of anomalies in the anti-torque rotor*

In order to analyze the motion observed in the helicopter after the loss of control, investigators asked the manufacturer to simulate the flight dynamics of a Bell 206 after a loss of the tail rotor. The cases considered were a full loss of rotor thrust and a full loss of the torque supplied by the tail rotor under loading and aerodynamic speed conditions similar to those present on the accident flight. The simulations considered no pilot inputs and then an input to the cyclic intended to regain speed. The results are shown graphically in Appendix I.

The actual behavior of the aircraft at the start of the event, in terms of the increasing turn rate, was most closely mirrored by the total loss of thrust case, and not by the loss of torque case (which are representative of a fault in the tail rotor drive). In the second case the rotation was less pronounced and fast action by the pilot effectively served to control the yaw, which was suppressed in a few seconds.

It was also noted that in those cases where the tail rotor was lost, the rotor continued rotating at high rpm's for a long period of time due to aerodynamic effects.

1.8.3. *Inspection of the wreckage*

The helicopter wreckage was inspected, in particular the tail rotor system.

The cyclic control was bent but its motion was still transmitted to the cams that operate the hydraulic actuators. The collective control could not be moved due to the collapsed condition of the cockpit.

The main rotor blades turned freely atop the pitch control mechanism.

The positions of both the anticipator actuator and the cam that operates the fuel control unit (angular positions of 70° and 90°, respectively) indicated that there was a power demand on the engine.

The throttle control relayed commands to the fuel control unit in the engine.

The power turbine and the axial compressor rotor were seized and had extensive residue from an extinguishing agent. The compressor blades showed wear from material ingestion.

The main rotor gearbox turned freely from the engine shaft. Its particle detector was clean and there were no signs of particle accumulation.

The engine's drive shaft could be turned in one direction but not in the other, due to the seized engine. This indicated the proper operation of the freewheel.

There was continuity from the yaw control pedals, which moved freely, through the system of bars and cams to the control bar in the tail boom. The bar itself was broken in about the same area as the drive shaft, where the structure of the tail boom was bent. All signs indicated that this damage had taken place post-impact.

The pitch of the tail rotor blades was manually adjustable and its motion was transmitted backwards through the pitch control mechanism to the cam that is actuated by the control bar in the tail boom.

The tail rotor shaft inside the gearbox moved freely without any restriction. The various sections of the tail rotor drive shaft were inspected and the condition and lubrication of the bearings, rings and coupling adapters was checked. No signs were found of excess stress or of corrosion.

The particle detector in the tail rotor gearbox was clean, with no signs of particles. The casing that protects the box was scratched on the inside, probably due to contact with the gears in the box or with the end of the drive shaft which, as already noted, had decoupled. Its appearance indicated contact lasting only a few seconds and not with a component that was rotating at high rpm's.

The decoupling occurred due to the break of the lug that housed one of the mounting screws and due to the stripping of the thread on the other screw. Both pieces were sent to a laboratory for analysis of the fracture.

The results ruled out microstructural flaws or heterogeneities causing the fracture of either the shaft or the mounting screw. In the first case, the material was identified as

AW 2014 aluminum, while the steel in the screw was identified as being alloyed with chrome, nickel and molybdenum. Both materials complied with the aircraft manufacturer's specifications. The shaft fractured due to excess stress under flexural tension. The screw was stripped of its thread by shear tear out.

The torque on the mounting nuts for the four bolts that attach the gearbox to the tail boom was quite high, and two of them had sealing wax that indicated that they had not been moved from their position. The three bolts that had sheared and whose halves had been found inside the tail boom structure were sent to a laboratory for analysis.

The analysis indicated that the bolts were made of chrome, nickel, molybdenum steel, as required by the helicopter manufacturer. There were no flaws or heterogeneities on the threaded surface that could have weakened their strength. A detailed study of the fracture surface pointed to a ductile tearing mechanism under shear stress. There were no significant differences in terms of the failure modes of the three screws, nor any signs of fatigue weakening. The probable cause of the fracture was identified as the impact.

1.8.4. *Witness statements*

1.8.4.1. *Pilot's statement*

The pilot stated that the purpose of the flight was to film two locations in El Puerto de Santa Maria.

The flight involved circling above the objective making right-hand turns at an indicated airspeed of between 40 and 50 kt. So as to keep the helicopter's skid out of the field of view of the camera, the pilot induced some slip by pressing lightly on the right pedal and pushing the cyclic in the opposite direction. The desired altitude above the objective was 1,000 ft. He had about 50 h of flying experience using this technique.

After making two or three full turns above the first objective, they went to film the second one.

While on a northeasterly heading, the helicopter pitched down suddenly. He responded by correcting the motion with the cyclic. He then heard two mechanical sounds and the helicopter immediately started yawing right at an increasing rate. He immediately applied left pedal, but there was no response. He then gently pushed the cyclic forward and backward to check the helicopter's response to this control, and noted that it was as expected. Since the yaw motion was out of control, he reduced power gently and lowered the collective in an effort to achieve a controlled descent so as to gain translational speed and try to reestablish a stable flying condition. The yaw rate decreased, but it did not disappear completely. At one point he noticed that they were

at the same altitude as the steeples of a church, that the loss of altitude had been excessive and that it was impossible to regain altitude, so he decided to make an emergency landing. He saw a flat area of ground with some vegetation, which he believed to be a park or garden, and he decided to try to land there. Seconds before touching down, he pulled on the collective to reduce the descent rate, but as he did the yaw rate started to increase once more. They impacted the ground and he lost consciousness, only to regain it once he was in the ambulance.

He insisted that all of his control inputs were smooth.

He also stated that since there were no abnormal indications in the cockpit, he thought the problem must have been caused by a loss of torque or control of the tail rotor, and that he acted in keeping with this interpretation.

When asked about the behavior of the helicopter, he replied that it responded properly at all times to power demands and to movements of the cyclic. He did not recall any abnormal indications in the cockpit. Every engine parameter was in the green zone, with the torque gauge at about 70% and the rpm's at 100% in the seconds before the loss of control.

He reported being familiar with the phenomenon known as loss of tail rotor effectiveness (LTE) and taught the topic regularly as an instructor.

When asked whether he was aware of any publications by Germany's civil aviation authority (LBA) on this phenomenon, he replied in the negative.

He indicated that he didn't know nor he has ever used the Spanish Air Traffic Regulations (RCA).

He also stated that on these flights, they did not consider any potential problem areas they might fly over beforehand; rather, it was the pilot who, over the course of the flight, was responsible for deciding on possible escape routes and areas suitable for conducting an emergency landing if needed.

1.8.4.2. Camera operator's statement

During the turn to film the second location, he felt the helicopter vibrate, though within what he regarded as normal. It then started turning sharply to the right. Apparently the pilot reacted quickly and managed to reduce the turn rate almost completely by the time they reached the ground.

The pilot was talking to himself repeating the phrase "pitch down stick forward". He described the descent rate as moderate and saw how the helicopter almost came to a

stop just before the impact at the same time as the helicopter made a new 180° turn until they crashed.

He reported that the engine remained operating after the impact and he noticed a strong smell of fuel. The pilot and the other occupant were unconscious. He exited the helicopter and disconnected the battery by opening the nose compartment. He saw how passersby helped the pilot and the other occupant, pulling them from the helicopter.

He had not heard any unusual noises just prior to the loss of control.

1.8.4.3. Other accounts

The occupant seated alongside the pilot could not specify whether he had heard any unusual noises before the loss of control. He reported that the speed during filming flights did not exceed 50 kt.

All of the accounts made by passersby and residents of the city confirmed the helicopter's abnormally high turn rate about its own axis. They also confirmed the reduction in its rotation speed for a few seconds prior to impact as the helicopter neared the ground.

All of the witnesses confirmed the noise of the engine in flight and some also recalled having heard the engine after the impact.

1.9. Organizational and management information

1.9.1. *The company and its Operations Manual*

The helicopter was owned by the Rotorflug GmbH company.

This company had been contracted to film coastal areas of Spain and Portugal, including both natural and urban areas of special interest to tourism.

Rotorflug GmbH is headquartered in Germany. It has an Air Operator Certificate (AOC) issued by the German aviation authority (LBA) and is approved as a Flight Training Organization (FTO), being authorized to give type rating courses on the Bell 206, Robinson 22 and Robinson 44 helicopters, as well as nighttime flight courses. Its AOC encompasses the locations in Egelsbach, Germany and San Bonet, Spain, though training in the latter is limited to dual-control flights until the student's first solo flight.

The company is also approved as a Part 145 Maintenance Center and a Continuing Airworthiness Management Organization (CAMO). This includes the authorization to conduct the airworthiness checks of the helicopters in its fleet and to issue the corresponding airworthiness review certificate (ARC).

Its Spanish subsidiary, Rotorflug SL, based in Palma de Mallorca, handles the company's activities on Spanish soil but it does not hold any aviation authorizations.

The accident helicopter was based at the San Bonet Aerodrome, from which the company organized tourism, film, photography and training flights by virtue of its authorization as an air operator (AOC) on the one hand and as a training center (FTO) on the other.

Rotorflug has an Operations Manual based on JAR OPS 3 and JAR-FCL regulations³.

In the "Organization and Responsibilities" section of the manual, it states that certain activities (including filming) shall be conducted pursuant to JAR OPS 3 requirements, with the exceptions provided by the regulations in the case of VFR flights with fewer than nine passengers and machines whose maximum certified takeoff weight is under 3,175 kg⁴.

The Manual makes references to the flight altitude for VFR operations, specifying a minimum safety altitude when flying over cities of 1,000 ft when within 600 m of the tallest object.

The "Regulations" section in the manual states that JAR OPS 3 and German specific regulations define the regulatory environment of operations, though in the case of flights outside of Germany the regulations of the State in question shall be applicable. The AIS is specifically mentioned as a source of information.

There is a section in the manual specifically devoted to aerial work. One of the sub-sections is on film and photography flights, and states that flying below specified altitudes shall require the necessary permits from the authorities. As a general rule, filming of important events shall be from an altitude above 1,000 ft. Finally, as regards the conduct of the flight, it notes that the use of altitudes below the minimum safety altitude (even if authorized) shall be limited to those cases in which it is absolutely necessary. The manual highlights the special care that must be taken during these activities in terms of the reserve power available and of the wind components present in the case of slow flights.

As required by JAR OPS 3, the manual indicates that helicopters operating in performance class 3⁵ (which includes all single-engine helicopters) shall under no circumstances do so in so-called hostile environments, which includes populated areas without suitable

³ JAR FCL 2 (Joint Aviation Requirements.Flight Crew License Helicopters). Regulation applicable throughout Europe involving the conditions for exercising the duties of a civil helicopter pilot. Contains the stipulations that govern training centers..

⁴ For these types of operations, JAR OPS 3005 (f) and (g) allow for reduced requirements in different areas, such as flight documentation, acceptance and notification of passengers, fuel policy and safety procedures.

⁵ JAR OPS 3 defines performance class 3 operations as those in which an engine fault in any phase of flight may require an emergency landing.

emergency landing spots. The Manual does not have a specific procedure for determining whether an area (populated or not) is defined as a hostile area, nor a specific procedure for determining the flight conditions or the specific precautions that pilots must take to fly over congested area beyond the aforementioned minimum altitude limitations.

There is a specific section in the Manual that is applicable to Rotorflug SL operations in Mallorca. It states that the Operations Manual shall in general be applicable, and further stipulates those requirements applicable to operations in Mallorca involving:

- Scenic flights.
- Filming and photography.
- Training.

The manual designates an Operations Manager in Mallorca who, along with the company's Operations Manager, must assure that operations are carried out in conformance with the Operations Manual and with German and Spanish law. The document states that the flight level shall comply with the Operations Manual and with Spanish law.

While not specifically envisaged in the manual, the company reported that the pilots who operated the aircraft based in Palma de Mallorca received specific information on Spanish laws, and in particular on Spain's Air Traffic Regulations.

The Operations Manual specifies the contents of the various courses given by the company both as a training organization (FTO), in keeping with the requirements of JAR FCL 2, and as an air operator, pursuant to, in this case, JAR OPS 3 requirements. The type rating training programs include knowledge of and training on situations involving tail rotor malfunctions. They do not explicitly include a separate reference to the loss of tail rotor effectiveness (LTE) phenomenon.

The syllabus for the course given to pilots joining the company required by JAR OPS 3 contains a part devoted to emergencies and to safety equipment that does specifically mention the measures to take if faced with an LTE phenomenon. The reference documentation used to study the phenomenon is a circular issued by the American civil aviation authority (FAA)⁶.

1.9.2. *Oversight by the authorities*

As a general rule, engaging in aerial work in Germany does not require prior authorization from the aviation authority⁷.

⁶ AC 90-95 Unanticipated Right Yaw in (US Manufactured) Helicopters

⁷ A so-called "Allgemeinerlaubnis" is issued, which is a purely administrative authorization given by local authorities as long as the petitioning company has commercial pilots and the necessary insurance for the aircraft it intends to operate.

The issuance of an air operator certificate (AOC) and the authorization as a flight training organization (FTO) requires the aviation authority to verify compliance with the joint aviation requirements (JAR).

As part of the LBA's biannual audit program of German operators, Rotorflug's facilities, means and procedures in Palma de Mallorca were audited in May 2011.

While the LBA did inform Spanish authorities of the audit and its results, the latter did not actively participate in said audits.

The inspections conducted did not specifically include a check of the company's knowledge and enforcement of Spain's Air Traffic Regulations.

Previously, in March 2010, Rotorflug had contacted Spain's Aviation Safety Agency (AESA) to request permission to engage in aerial photography activities with the accident helicopter. In compliance with applicable laws⁸ and by virtue of the authorization granted by the German authority (LBA) to engage in such activities, AESA replied to this request by stating that Rotorflug could film anywhere on Spanish territory that was not designated as a prohibited or restricted area. The authorization, however, was subject to compliance with the requirements of the Air Traffic Regulations, specifically with Book Five⁹, as well as with the contents of the AIP and with Civil Aviation General Directorate Circular n.º 343 C¹⁰, when applicable. AESA provided links to the webpages that contained both the Air Traffic Regulations and the AIP information with its approval.

Beyond this communication, AESA did not conduct any inspections at the company's base in Palma de Mallorca either in the area of operations or maintenance.

1.10. Additional information

1.10.1. *Regulations on single-engine helicopter operations*

Both Germany's regulation on aerial activities¹¹ and JAR OPS 3 specify that operations in single-engine helicopters must ensure that in the event of an engine failure, the helicopter must be able to safely make a forced landing.

⁸ DIRECTIVE 2006/123/EC OF THE EUROPEAN PARLIAMENT AND OF THE COUNCIL of 12 December 2006 on services in the internal market.

Law 25/2009, of 22 December, which modifies various laws to adapt them to the law on free access to service activities and their exercise.

Law 17/2009 of 23 November, on free Access to services and their exercise.

⁹ Book Five of the Air Traffic Regulations contains stipulations specifically applicable to helicopter operations.

¹⁰ Circular n.º 343 C, dated 19 May 1995, deals with the requirement to solicit permission to engage in aerial work activities in areas of the air space where VFR flights are not normally allowed.

¹¹ Betriebsordnung für Luftfahrtgerät (LuftBO).

JAR OPS 3 specifically limits flights in this type of helicopter to non-hostile environments, not including congested areas¹² that do not have adequate sites for a safe forced landing.

For its part, Book Five of Spanish Air Traffic Regulations, devoted specifically to helicopter operations, establishes stricter conditions for flying over urban centers in a single-engine helicopter:

“5.1.7. Flying over urban areas.

Single-engine helicopters shall not fly over urban areas with more than 50,000 inhabitants, except when engaged in a duly justified mission involving an urgent evacuation or medical transportation.

According to the municipal registry, the population of El Puerto de Santa Maria on 20/02/2012 exceeded 90,000.

1.10.2. *The loss of tail rotor effectiveness phenomenon*

The loss of tail rotor effectiveness, or LTE, is a critical, low-speed aerodynamic flight characteristic that can result in an uncontrolled, uncommanded rapid yaw that does not subside of its own accord and, if not corrected by the pilot, can result in the loss of aircraft control. LTE is one of the leading causes of helicopter accidents involving a loss of control and can appear in any helicopter with an anti-torque rotor. Both Bell Helicopters¹³ and the FAA¹⁴ have written informative material on this phenomenon.

The phenomenon is typical in out-of-ground-effect flights at indicated airspeeds (IAS) below 30 kt and is aggravated by high weight, high power demand situations and right turns.

In the case of helicopters whose main rotor turns counterclockwise (such as the Bell 206), the interference from the vortices produced by the main rotor on the air flow to the tail rotor when the relative wind is from 285° to 315° can also contribute to changing the thrust effect on this rotor, leading to the appearance of the phenomenon.

To recover from LTE the pilot must quickly and forcefully apply the pedal opposite to the direction of the yaw and simultaneously move the cyclic forward to gain speed. Altitude permitting, power should be reduced by lowering the collective.

In July 1994, the NTSB published four safety recommendations issued to the FAA involving the need to educate and train pilots on the phenomenon. All of them resulted

¹² Section 3.480 (4) of JAR OPS 3 defines a congested area in terms of a city or populated area as any area utilized primarily for residential, commercial or recreational purposes.

¹³ Operational Safety Notice OSN 206-83-10, Operational Safety Notice 206 83-10, Information Letter 206-84-81.

¹⁴ OAC 90-95 Unanticipated Right Yaw in (US Manufactured) Helicopters.

in actions by the FAA, including the publication of an advisory circular on the LTE phenomenon and its inclusion in the pilot training reference text “Rotorcraft Flying Handbook”.

Recently, other accident and incident investigation commissions, such as the AAIB¹⁵ in the UK and the AAIU¹⁶ in Ireland, issued various recommendations in the wake of accidents where LTE was identified as a contributing factor so as to raise awareness of this phenomenon among operators and pilots, including the need to include the LTE phenomenon in pilot training programs. These recommendations were directed at both national authorities (the CAA and IAA, respectively) and at the EASA as the supranational European authority.

The CIAIAC also, in the wake of the accident of a Bell 206 in 2005, issued a safety recommendation along these lines to the DGAC.

Both the CAA in the UK and the IAA in Ireland proceeded to issue publications¹⁷ intended to familiarize operators with the LTE phenomenon and to recommend to said operators that they distribute the information among their crews.

The EASA, for its part, issued a safety bulletin¹⁸ in 2010 that recommended to national authorities that they ensure that helicopter training programs include material on the LTE and recovery techniques.

No evidence has been found to indicate that the German (LBA) or Spanish (AESA) civil aviation authorities have taken any actions in response to the recommendation in the EASA bulletin.

2. ANALYSIS

2.1. Analysis of a potential mechanical failure

The flight had transpired normally without any indication of a mechanical problem. There were no particularly demanding maneuvers performed in the instants leading up to the loss of control that could have resulted in loads above those typical of more or less level flight.

Neither the pilot’s nor witnesses’ statements point to a fault of the powerplant. The condition of the main rotor blades as well as the morphology of the damage identified

¹⁵ Accident of a Bell 206B Jet Ranger III, G-BAML on 30 May 2003. Final Report n.º EW/C2003/05/07.
Accident of a Robinson R44, G-SYTN on 8 May 2005. Final Report N.º EW/G2005/05/07.

¹⁶ Accident of a Bell 206B Jet Ranger II, G-AYMW on 5 April 2004. Final Report N.º 2004/0021

¹⁷ Flight Operations Department Communication (FODCOM) 1/2004.

¹⁸ EASA SIB 2010 of 12 February 2010, revised by SIB 2010-12R1 of October 2010.

on the buildings indicate contact between the blades and the outside walls of the buildings during the descent before the helicopter reached the ground.

The breaking of the pitch control components and of the connection between the drive shaft and the main rotor gearbox is compatible with a sudden interruption of the rotor's rotation upon impact. This is all consistent as well with the demand condition reflected in the positions of the throttle and anticipator.

The appearance of a possible mechanical noise just before the loss of control, reported by the pilot and indicative of a hypothetical mechanical fault, was not corroborated by the other two passengers. Beyond this perceived noise, the pilot did not mention any other anomaly in the tail rotor control system, such as a blockage of the pedals or, on the contrary, excessive play in the pedals.

The maintenance data revealed that all of the required inspections of the tail rotor systems had been completed and that limited life components were tracked and within limits.

Post-accident inspections revealed proper performance of the components in the tail rotor drive shaft and in the tail rotor pitch control mechanism used to change blade pitch using the pedals in the cockpit.

The breaks identified in the transmission components were analyzed in a laboratory, the results of which indicated the breaks had occurred due to excess stress, probably as a consequence of an impact. There was no evidence of fatigue, corrosion or maintenance or construction defects. The fact that the elements that detached after the break (mounting bolts on the tail rotor gearbox and the drive shaft adaptor) were found among the main wreckage reinforce the hypothesis that they detached during the impact with the buildings and the ground near the final site where the main wreckage came to a stop. Moreover, the marks left on the outer casing by the broken end of the drive shaft and by the gearing in the box were not consistent with having these components turning at high rpm's or with prolonged contact, as would have been the case had the transmission failed in flight, as evidenced by the computer simulations.

The simulations also indicated that had the transmission failed under these flight circumstances, the pilot would have regained control immediately by pushing the cyclic forward, in contrast to what happened on the day of the accident, when the helicopter's response to this action by the pilot was mostly ineffective. While the results of a theoretical model must be taken with some reservations, it can be stated that in this regard and at least qualitatively, the actual behavior did not correspond to that expected from a failure of this type.

Both the footage recovered from the camera and the analysis of the flight path indicate that during the descent, the helicopter did not attain an appreciable translational speed

that, due to the effect of the vertical stabilizer, would have contributed to regaining control. The helicopter's final reaction, in which the turn rate was reduced considerably despite the negligible translational speed, reveals that in some way, the anti-torque rotor was responding to the pilot's input.

2.2. Analysis of the flight and the LTE phenomenon

The helicopter had taken off with a weight very close to its maximum certified takeoff weight. The drop in weight as a result of fuel consumption after twenty minutes of flight would have been minimal (20-25 kg), and therefore the power demand while flying over the city under those load conditions and on a relatively hot day would have been high.

While filming, the helicopter was flying out of ground effect (at an altitude of around 1000 ft), circling to the right at an indicated airspeed (IAS) that, in light of the predominant wind speed (10 to 12 kt from the SW) and the ground speed recorded by radar and GPS, could have been considerably below 30 kt when making turns with a tailwind (NE course). The pitching motion noticed by the pilot just before the loss of control could have been caused by a gust of wind that struck the helicopter from behind.

The loss of tail rotor effectiveness phenomenon is well known and has been described as a loss of lift that is more likely to appear when several factors combine together. These factors were present at the time of the loss of control: low-speed flight (IAS < 30 kt) out of ground effect, turn to the right, high weight and power demand as well as a relative wind azimuth from the left with respect to the direction of flight (from 285° to 315°), caused by the slight slip induced by the pilot in an effort to improve the camera's field of view.

In addition, the characteristics of the yaw movement observed during the accident show similarities with the results of the theoretical simulations of an absence of lift in the anti-torque rotor, a condition that, to a certain extent, may be regarded as representative of the LTE phenomenon.

Once LTE occurs, the recovery technique recommends applying left pedal and pushing the cyclic forward in an effort to gain translational speed, which contributes to vertical stability.

Although the pilot did not interpret the situation as an LTE, the pilot's initial reaction, to apply left pedal to compensate for the yaw and his repetition of the phrase "pitch down, stick forward", as manifested by one of the occupants, was along the lines of what is recommended when faced with an LTE, namely to gain speed and reduce power.

However, as the pilot stated, his first reaction was not to move the cyclic forward. He first checked the response of the control by moving it back and forth before deciding to push it forward. He did lower the collective, a recommended action if at a high enough altitude. This delay could have had a critical effect on the recovery maneuver and probably caused an initial loss of altitude that was not accompanied by an increase in horizontal speed. The pilot also noted that all of his control inputs were smooth, in contrast to the forcefulness recommended in these cases.

The pilot's ability to react could have been diminished by the relatively intense workday, which had started early that morning and included an airplane trip to go to Spain.

In any event, the helicopter did not attain a high enough translational speed, as was reflected in the footage, and therefore the stabilizing effect that the air flow rushing over the vertical stabilizer would have had was not available. This translated into a new increase in the turn rate when the pilot pulled on the collective to slow the loss of altitude.

The fact that the helicopter was flying over a congested urban area limited the pilot's ability to react when close to the ground after he had decided to make an emergency landing, and resulted in there being no suitable place to land.

2.3. Analysis of regulatory knowledge and its oversight

Rotorflug is a German company, and its authorizations were issued by that country's civil aviation authorities. Its operations on Spanish territory are recognized by a policy of mutual acknowledgment of administrative authorizations within the EU, by an AOC that is valid throughout Europe and by an authorization as a training center that was issued in accordance with JAR regulations (adopted by Spain and Germany) that, though limited, explicitly includes operations from a Spanish aerodrome.

The aerial work operations are described in the operations manual, itself approved in accordance with JAR OPS 3, and were therefore authorized and also subject to JAR requirements, save for the exceptions provided by the JAR itself.

In this regulatory scenario, a new authorization from Spanish authorities was not needed for the company to operate within Spanish territory, even though Rotorflug was subject to Spanish laws on flights within Spanish air space, as was made explicit by the Spanish authority.

Although this commitment to abide by Spanish law was formally acknowledged in the Operations Manual, the pilot was not familiar with the basic document that specifies the rules of the air in Spanish territory, namely, the Spanish Air Traffic Regulations. This is made more significant by the fact that he was the company's training and flight operations manager.

Both European and German regulations include safeguards to preclude having single-engine helicopters fly over areas where making an emergency landing could prove hazardous. These stipulations are listed in the company's operations manual, and rely on the pilot's good judgment and on maintaining a minimum safe altitude to enforce these requirements.

The relevant regulation in Spain is more restrictive and explicitly forbids flying over cities of a certain size. The pilot's ignorance of this regulation resulted in the aircraft flying over a city whose population is well above the limit specified in Spanish law.

This serves to underscore the problem associated with engaging in this type of activity beyond the borders of the supervising state. Aerial work in general, and aerial filming in particular, has very specific characteristics in terms of altitudes, speeds and areas of operation. Add to this the heterogeneity of the regulatory framework, and the result is an activity that differs in many respects from the commercial transport operations that are regulated in JAR OPS 3.

These special characteristics make them more sensitive to the particularities of the operating environment, and thus require a knowledge of said environment that is even more detailed than that needed for a transport operation in which the aircraft is limited to taking off from an aerodrome, reaching the altitude necessary for more or less level cruise flight and descending to land at a destination aerodrome, all within a more internationally uniform and consolidated regulatory framework.

The validity of flying licenses, which are issued after a process of study and familiarization with local and international regulations, goes a long way to ensuring that pilots are knowledgeable of the regulations in the country that authorizes an operation. However, when pilots are operating in a different country, and especially when they are involved in aerial work, where the regulatory framework is more heterogeneous, an additional effort is required by both the operator and by the supervisory authorities.

The operator apparently had mechanisms in place to ensure that pilots who regularly flew out of Palma de Mallorca were familiar with Spanish regulations. That was not the case, however, with the pilot in command of the accident helicopter who, despite not having flown on a regular basis before in Spain, did not receive specific training in this area.

As regards the supervision, while there was some contact between German inspectors and their Spanish counterparts, this contact was sporadic and lacked the planning necessary to ensure a proper allocation of tasks and exchange of information.

As a result, a safety recommendation is issued to the company to ensure that those pilots engaged in operations outside Germany, whether permanently or temporarily, possess proper knowledge of the regulations of the country in which they operate. By extension, recommendations along these lines are also issued to the supervisory civil

aviation authorities in Spain and Germany to have them establish the mechanisms necessary to ensure proper supervision of this aspect. The participation of the authority in the country of operations in the supervisory process will undoubtedly have a positive effect on the proper interpretation and application of local regulations, which will have a favorable impact on safety.

2.3. Analysis of LTE training

It is obvious that LTE has contributed to many loss of control events involving helicopter operations. Various authorities and organizations have admitted as much, and have taken measures intended to improve pilots' knowledge of this phenomenon. However, and despite the involvement of the EASA, the response has not been uniform. Neither the LBA in Germany nor the AESA in Spain has taken any measures in response to the recommendation issued by the EASA.

The pilot was experienced, was aware of the phenomenon and familiar with the documentation issued by the FAA in this respect. And yet the flight parameters, not only in the seconds before the accident but for the duration of the flight, were conducive to the possible appearance of LTE.

This highlights the fact that the pilot's sensitization to the risk associated with the appearance of this phenomenon may not have been adequate. This is particularly troublesome considering that the pilot was the company's flight operations and training manager, and therefore charged with promoting awareness and prevention of this phenomenon among the company's pilots.

It seems reasonable, then, to insist once again at both a company and authority level on the need to raise pilot awareness of LTE in an effort to avoid flight configurations that could favor the appearance of this phenomenon. Two safety recommendations are issued in this regard.

3. CONCLUSION

3.1. Findings

- The helicopter had a valid airworthiness certificate and was maintained in accordance with the approved maintenance program.
- The helicopter's balance was within limits and the weight was close to the maximum allowed takeoff weight.
- The pilot had a valid license and medical certificate, both in force.
- The aerial work authorizations issued in the country of origin (Germany) were automatically validated in Spain.

- The flight transpired without any apparent faults from the time of takeoff until the sudden loss of control.
- While flying over the filming area, the aircraft made 360° turns at an altitude of between 700 and 1,000 ft. The ground speed was steady at around 30 kt.
- While circling, the pilot induced a slight inward slip to improve the camera's field of view.
- The wind in the area of the flight at the time of the accident was moderate and resulted in a tailwind at certain points in the turns.
- The characteristics of the flight in terms of its speed, the direction of the turn, the weight and altitude have all been identified as risky from the standpoint of inducing an LTE event.
- The pilot was familiar with the loss of tail-rotor effectiveness phenomenon and with the reference documentation published by the FAA that discusses said phenomenon.
- The tests and inspections conducted on the aircraft wreckage did not show any evidence of a mechanical failure in the anti-torque rotor system.
- The helicopter was flying over a congested urban area.
- The pilot was unfamiliar with Spain's Air Traffic Regulations.
- The inspections conducted at the company's facilities in Spain had not checked for the existence of a procedure to assure that crews had proper knowledge of Spain's aviation rules.
- The authority of the country where the operation was conducted (Spain) did not take part in the supervisory activities.
- Neither the supervisory authority in Spain (AESA) or in Germany (LBA) has taken any measures in response to the EASA's issuance of safety bulletin SIB 2010-12R1 on providing LTE training to helicopter pilots.

3.2. Causes

The accident was most likely the result of a loss of control caused by the appearance of the loss of tail-rotor effectiveness phenomenon.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

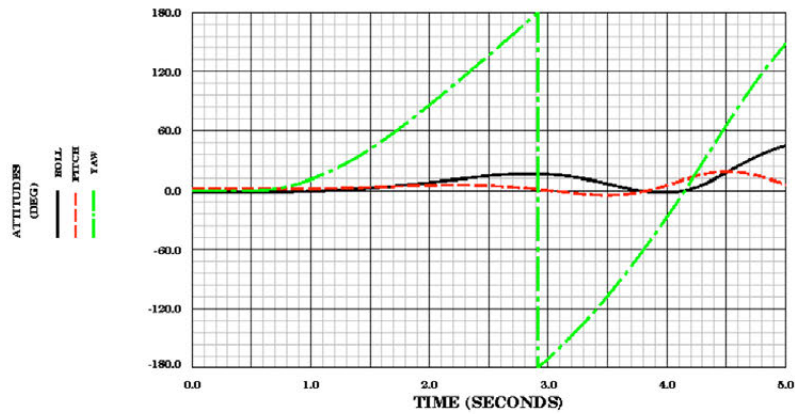
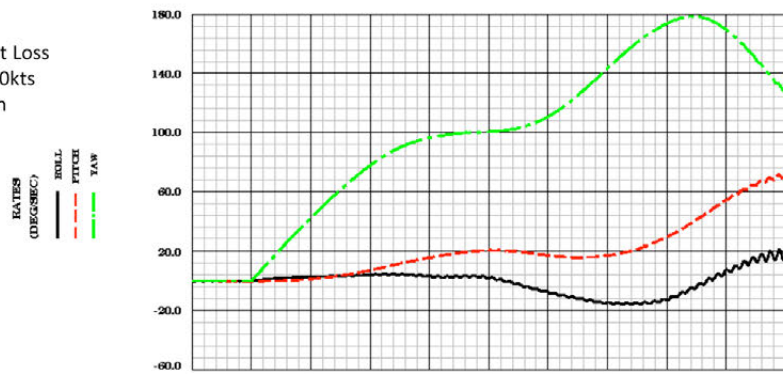
REC 61/12. It is recommended that the operator, Rotorflug GmbH, establish the necessary measures to enhance pilot awareness of the LTE phenomenon, and in particular of the danger posed by flying in conditions that increase the probability of the phenomenon occurring.

REC 62/12. It is recommended that Spain's Aviation Safety Agency (AESA) and the Luftfahrt Bundesamt (LBA) take measures along the lines recommended by the European Aviation Safety Agency (EASA) in SIB 2010-12R1.

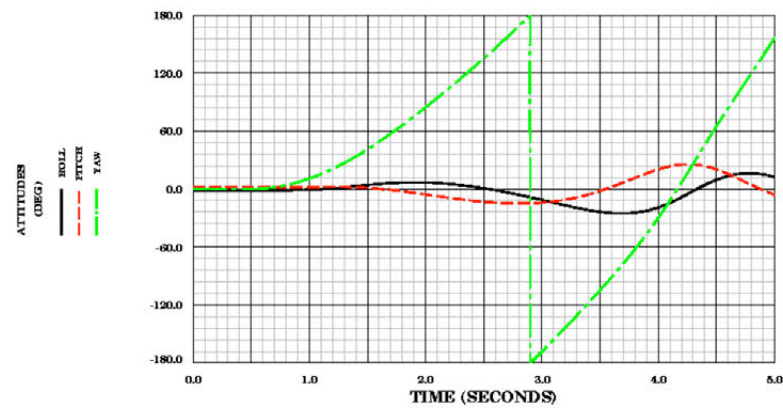
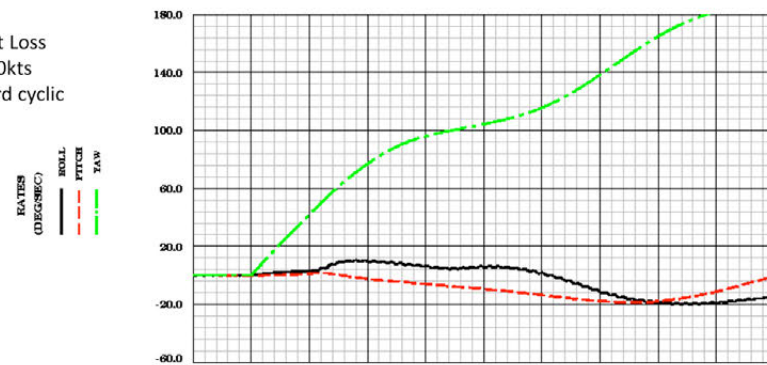
- REC 63/12.** It is recommended that the operator, Rotorflug GmbH, establish procedures to ensure that all of its pilots who engage in aerial work activities outside of Germany are familiar with local aviation regulations in the state of operation.
- REC 64/12.** It is recommended that the Luftfahrt Bundesamt (LBA), as part of its activities to supervise German operators who engage in aerial work in other states, and in concert with these states, ensure that procedures are implemented to ensure that all of their pilots are familiar with local aviation regulations in those states in which they operate.
- REC 65/12.** It is recommended that Spain's Aviation Safety Agency (AESA) ensures, in concert with supervisory authorities in the country of origin, that foreign operators who engage in aerial work operations in Spain are familiar with Spain's aviation regulations and take them into account in their procedures.

APPENDIX I
Simulation results for 20 kt IAS

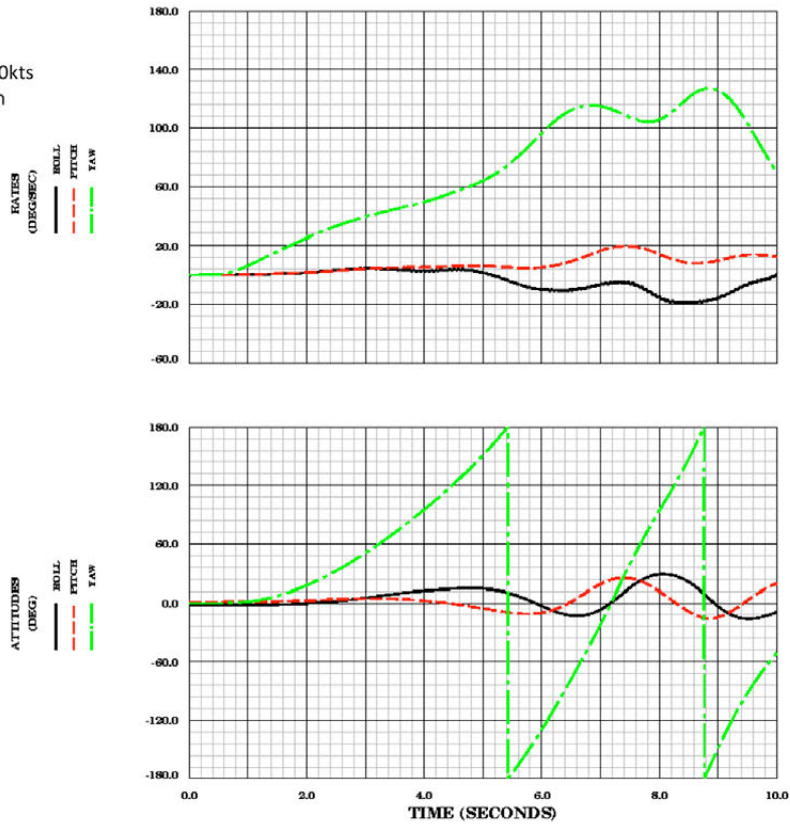
Case #2
 Instant Jet Thrust Loss
 Forward Flight-20kts
 No Pilot Reaction



Case #4
 Instant Jet Thrust Loss
 Forward Flight-20kts
 Pilot adds forward cyclic



Case #6
 T/R Torque Loss
 Forward Flight-20kts
 No Pilot Reaction



Case #8
 T/R Torque Loss
 Forward Flight-20kts
 Pilot adds forward cyclic

