

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL

Boletín Informativo

3/2009



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

3/2009



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

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

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

Índice

ABREVIATURAS vi

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

<u>Referencia</u>	<u>Fecha</u>	<u>Matrícula</u>	<u>Aeronave</u>	<u>Lugar del suceso</u>	
A-013/2005	23-01-2005	EC-GQG	MD DC-9-83	Aeropuerto de Asturias	1
(*) A-001/2007	16-01-2007	G-VCED	Airbus 320	Aeropuerto de Tenerife Sur	33
(*) A-028/2007	21-06-2007	EC-HYM	Bell 412	Abanilla (Murcia)	41
A-040/2007	14-08-2007	EC-JNP EC-GPA	Agusta Bell AB 412 Bell Helicopter B 412	Tíjola (Almería)	49
A-048/2007	02-11-2007	EC-HQS	Eurocopter EC-120 B	El Espinar (Segovia)	61
A-004/2008	21-02-2008	EC-IAV	Bell 212	Grado (Asturias)	69
A-027/2008	28-07-2008	EC-GIT	Casa 1131-E (Bucker BU 131)	Término municipal de Vélez-Málaga (Málaga)	77

ADENDA 83

(*) 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
AAL	Altura sobre el nivel de aeródromo
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AENOR	Asociación Española de Normalización y Certificación
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
AFCS	Sistema automático de control de vuelo
ALT	Altitud
AND	Morro de la aeronave hacia abajo
ANU	Morro de la aeronave hacia arriba
AP	Piloto automático
ATC	Control de Tráfico Aéreo
ATPL	Piloto de transporte de línea aérea
ATPL(A)	Piloto de transporte de línea aérea de avión
ATS	Sistema automático de control de empuje
ATT	Sistema de mantenimiento de la actitud
BOE	Boletín Oficial del Estado
CAT	Categoría de maniobra de aproximación por instrumentos
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CG	Centro de gravedad (posición longitudinal)
CGL	Centro de gravedad (posición lateral)
cm	Centímetro(s)
CPL(H)	Licencia de piloto comercial de helicóptero
CVR	Registrador de voz en cabina
DA	Altitud de decisión
DC	Douglas Corporation
DFDR	Grabador de datos de vuelo digital
DFGC	Computador de guiado de vuelo digital
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
DGMRRPF	Dirección General del Medio Rural y Política Forestal
DH	Altura de decisión
ENAC	Empresa Nacional de Acreditación
FAF	Fijo de aproximación final
FGCP	Panel de control de vuelo automático
FGS	Sistema de guiado de vuelo
FLI	«First Limitation Indication»
FMA	Anunciador de modos de vuelo
fpm	Pies por minuto
ft	Pies
g	Aceleración de la gravedad
G/S	Senda de planeo
GPS	Sistema Mundial de determinación de la posición
GS	Velocidad con respecto al suelo
h	Hora(s)
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IMC	Condiciones meteorológicas de vuelo instrumental
INM	Instituto Nacional de Meteorología
IR	Habilitación para vuelo instrumental
ITA	Inspecciones técnicas aeronáuticas
JAR-FCL	Requisitos conjuntos de aviación para las licencias de la tripulación de vuelo
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetros por hora
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
LOC	Localizador

Abreviaturas

m	Metro(s)
MD	McDonnell Douglas
MDA	Altitud mínima de decisión
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MHz	Megahertzios
mm	Milímetro(s)
N	Norte
NM	Milla(s) náutica(s)
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OM	Radiobaliza exterior
IR(A)	Habilitación de vuelo instrumental de avión
PF	Piloto a los mandos
PFD	Primary Flight Display
PNF	Piloto no a los mandos
PPL(A)	Licencia de piloto privado de avión
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
RA	Radioaltitud
SAS	Sistema de incremento de la estabilidad
t	Tiempo horario
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VEMD	«Vehicle and engine multifunction display»
VMC	Condiciones meteorológicas de vuelo visual
VOR	Radiofaro no direccional de muy alta frecuencia
Vref	Velocidad de referencia
W	Oeste

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 23 de enero de 2005; 19:05 hora local¹
Lugar	Aeropuerto de Asturias

AERONAVE

Matrícula	EC-GQG
Tipo y modelo	MD DC-9-83
Explotador	Spanair

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY JT8D-219
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	37 años	31 años
Licencia	ATPL	ATPL
Total horas de vuelo	8.520 h	2.879 h
Horas de vuelo en el tipo	4.289 h	2.628 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		1	5
Pasajeros			37
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Baliza de borde de pista

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo – Comercial – Regular – Interior – Pasajeros
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	1 de octubre de 2009
---------------------	-----------------------------

¹ Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local. Para obtener las horas UTC es necesario restar una hora a la hora local.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La tripulación tenía programado para ese día la ruta Palma de Mallorca-Oviedo-Madrid-Santiago.

La aeronave, MD-83 con matrícula EC-GQG, indicativo de vuelo JKK5811, salió del Aeropuerto de Palma de Mallorca con destino Oviedo a las 17:04. El vuelo tenía una duración prevista de 1 hora y 29 minutos. El piloto a los mandos era el copiloto.

Las condiciones meteorológicas en el Aeropuerto de Asturias eran adversas, había lluvia con niebla y el techo de nubes estaba a 300 ft, según la información ATC. Los procedimientos de baja visibilidad se activaron a las 18:14 h por lo que la aeronave tuvo que realizar esperas sobre el VOR de Asturias a nivel de vuelo 100. Decidieron que a partir de ese momento el piloto a los mandos sería el comandante. Durante la espera la tripulación contactó con la compañía en Asturias y se informó de los posibles alternativos y de la posibilidad de realizar la aproximación para mantener la rotación de la aeronave según la programación.

Una vez que las condiciones meteorológicas mejoraron, se reiniciaron las aproximaciones a la pista 29 del Aeropuerto de Asturias. Dos aeronaves aterrizaron antes que la JKK5811 sin que informaran de ninguna condición anormal.

Dado que la base de las nubes estaba entre 200 y 400 ft los mínimos de aproximación obligaban a realizar una aproximación ILS a la pista 29 ya que las maniobras publicadas para la pista 11 tenían mínimos de aproximación por encima de la base de las nubes.

Según la información que le proporcionó ATC, cuando se encontraban a 3.200 ft y a 10 NM del campo y virando a final, el viento en superficie era de 050°/10 kt, con rachas máximas de 18 kt, lo que implicaba que tenían una componente de viento en cola que oscilaba entre 5 y 9,5 kt. También informó de que la pista se encontraba mojada.

La tripulación era consciente de este hecho y conocía que la limitación de viento en cola de la aeronave en el aterrizaje era de 10 kt. De hecho, ya habían considerado en el «briefing» de aproximación este dato y acordaron que durante la aproximación el copiloto se encargaría de monitorizar la componente de viento en cola. También hablaron sobre la prohibición de realizar aproximaciones CAT II/III en el aeropuerto de Asturias según una nota interna de la compañía.

Cuando la aeronave se encontraba a 270 ft de altura sobre el campo notificó que tenía las luces a la vista. Nueve segundos más tarde, doce segundos antes del primer impacto, el PF desconectó el piloto automático. El sistema de empuje automático (AUTOTHROTTLE) permaneció conectado durante todo el vuelo.

Durante los últimos segundos de la aproximación se incrementó la velocidad vertical superando en algunos momentos los 1.000 fpm. Dos segundos antes del primer impacto se activó el modo ALPHA SPEED del sistema de empuje automático. A continuación se activó el modo RETARD del mismo sistema. Fue en esta última fase cuando el copiloto comprobó por primera vez la componente de viento en cola que nunca excedió los 10 kt, según su declaración.

El piloto en su declaración informó que a aproximadamente 50 ft de radioaltímetro observó una descendencia no comandada de la aeronave e intentó compensarla aumentando el empuje de los motores.

La aceleración vertical que alcanzó la aeronave, a las 19:05:32, al contactar con la pista fue de 4,11g, a continuación volvió al aire con un pequeño alabeo hacia el lado derecho lo que la hizo aterrizar de nuevo a la derecha del eje de pista e impactar con una baliza de borde de pista. Inmediatamente después se recuperó la dirección de la aeronave, centrándola en el eje de pista e iniciando la frenada con la extensión de «spoilers» y activación de reversas.

A continuación la tripulación paró la aeronave y notificó a la Torre de Control que había tenido un problema en el aterrizaje e informó de posible presencia de cizalladura en la fase final de la aproximación. Continuaron el rodaje y, una vez que la aeronave estuvo aparcada, solicitaron asistencia sanitaria para el comandante. El desembarque de los pasajeros se hizo con normalidad.

Debido al primer impacto, en la aeronave se podían apreciar deformaciones en el fuselaje, en la zona próxima a la bodega posterior.

El comandante sufrió una lesión en la columna que le obligó a permanecer ingresado en el hospital durante varias semanas y ser intervenido posteriormente. Esta lesión le incapacitó después del primer impacto y fue el copiloto el que tomó el control de la aeronave cuando rebotó. El rodaje lo realizó el copiloto con la colaboración del comandante para realizar giros pronunciados.

El resto de pasajeros y tripulación no presentaban lesiones de gravedad.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Graves	1		1	
Leves	2		2	No aplicable
Ilesos	3	37	40	No aplicable
TOTAL	6	37	43	

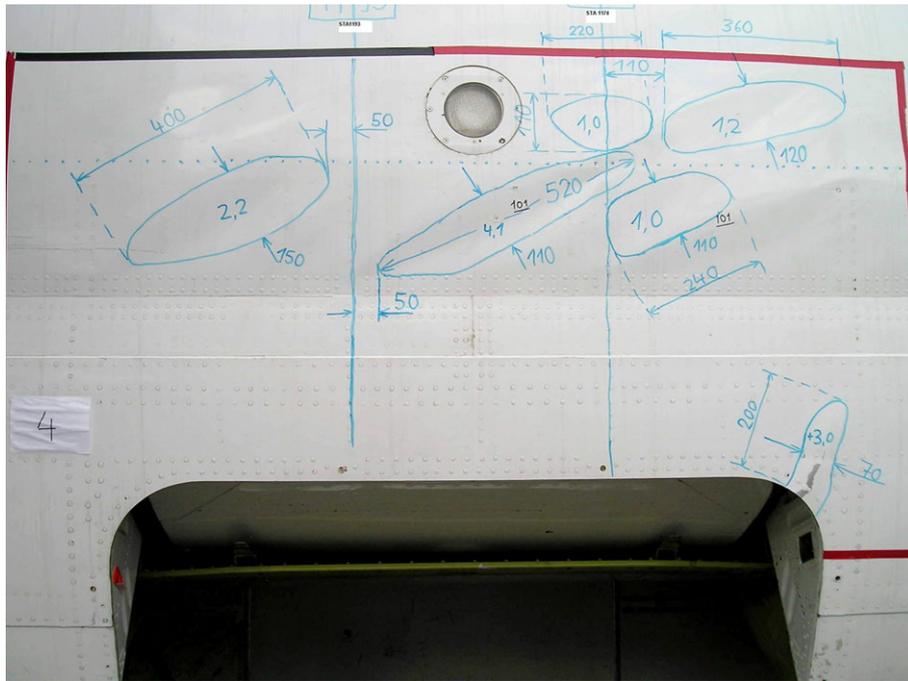


Figura 1. Daños en el fuselaje de la aeronave

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave presentaba daños en el fuselaje dado que en la toma alcanzó 4,11 g de aceleración vertical lo que obligó a que se tuviera que realizar una reparación de la misma. En la toma perdió el deflector del tren principal derecho.

1.4. Otros daños

La aeronave impactó con una baliza de borde de pista que tuvo que ser sustituida.

1.5. Información personal

La tripulación de la aeronave estaba compuesta por el piloto, el copiloto, la jefa de cabina y 3 tripulantes de cabina de pasajeros.

1.5.1. Información sobre el piloto

La información más relevante sobre el piloto al mando de la aeronave se relaciona a continuación:



Figura 2. Daños producidos en la baliza de borde de pista

Información sobre el piloto		
Edad	37 años	
Nacionalidad	Española	
Licencia	Piloto de transporte de línea aérea (desde 20-09-1996)	
Habilitación (validez)	DC9 80/MD88/MD90 (hasta 22-08-2005)	
	IR(A) (hasta 22-08-2005)	
Experiencia	Total	8.520:35 h
	En el tipo	4.289:35 h
	Últimos 90 días	48:04 h
	Últimos 30 días	34:30 h
Actividad	Hora comienzo actividad aérea	16:05 h
	Descanso previo	26 h
Certificado médico	Tipo	Clase I

1.5.2. Información sobre el copiloto

La información más relevante sobre el copiloto de la aeronave se relaciona a continuación:

Información sobre el copiloto		
Edad	31 años	
Nacionalidad	Española	
Licencia	Piloto de transporte de línea aérea (desde 23-02-2004)	
Habilitación (validez)	DC9 80/MD88/MD90 (hasta 03-11-2005)	
	IR(A) (hasta 03-11-2005)	
Experiencia	Total	2.879 h
	En el tipo	2.628:42 h
	Últimos 90 días	140:52 h
	Últimos 30 días	44:43 h
Actividad	Hora comienzo actividad aérea	16:05 h
	Descanso previo	Más de 40 h
Certificado médico	Tipo	Clase I

1.6. Información de aeronave

La aeronave EC-GQG, modelo MD-83 tenía el certificado de aeronavegabilidad en vigor y volaba dentro de las limitaciones de carga y centrado establecidas. La planta de potencia la componían dos motores Pratt & Whitney JT8D-219.

1.6.1. Vuelo automático

El sistema de guiado de vuelo del MD-80 consta de los sistemas de piloto automático (AUTOPILOT), director de vuelo (FLIGHT DIRECTOR) y empuje automático (AUTOTHROTTLE) duplicados con capacidad de aterrizaje automático. Está diseñado para dar guiado en todos los regímenes de vuelo, desde el despegue hasta el aterrizaje, pasando por la fase de ascenso, crucero y descenso.

Dos computadores independientes, Digital Flight Guidance Computer (DFGC), realizan los cálculos necesarios basados en información de distintos sensores y proporcionan la presentación de las barras de guiado en los dos Primary Flight Displays (PFD). Cuando el piloto automático está conectado el DFGC que está seleccionado emite las señales que ordenan a dos servo-actuadores controlar el cabaceo, alabeo, guiñada y las superficies de compensación. El DFGC que no está seleccionado recibe la misma

información en paralelo y está preparado para que en caso de que falle el que se está utilizando hacerse cargo del envío de órdenes, una vez que lo seleccione el piloto.

Cuando se conecta el sistema de empuje automático, el DFGC que esté seleccionado envía las órdenes a los servoactuadores que controlan las palancas de empuje.

El panel de control de vuelo automático (FGCP) sirve para controlar el sistema de guiado de vuelo. En el FGCP están los controles para seleccionar los modos de operación del Director de vuelo/Piloto automático y los modos de operación del sistema de empuje automático. También forman parte del FGCP los interruptores para conectar el piloto automático, seleccionar el DFGC 1 ó 2 y los interruptores para hacer desaparecer las barras de guiado del PFD (Primary Flight Display).

1.6.2. *Sistema de AUTOTHROTTLE*

El sistema de AUTOTHROTTLE proporciona el control de la velocidad y la potencia durante todo el vuelo.

Los sensores de posición de la aeronave, los datos de aire y la información del sistema de control de guiado de vuelo se procesan en los DFGC para generar señales de velocidad y potencia que permitan el control de la aeronave en todos los modos de operación.

Cuando se opera el AUTOTHROTTLE, los servos actúan sobre las palancas de empuje y el sistema de control de empuje a través de una caja de engranajes, una cadena de guiado y dos embragues independientes que no permiten el retroceso. Aunque el AUTOTHROTTLE está conectado, las palancas de empuje se pueden sobremandar aplicando una fuerza similar a la de operación manual.

En la figura 3 se muestra los «interfaces» del sistema de AUTOTHROTTLE. Como se puede observar el sistema recibe información de los sensores aerodinámicos y de la aeronave tales como ángulo de ataque, flap, spoilers, datos de aire, girodireccional, etc. Estos datos se procesan en el DFGC para proporcionar las órdenes al servoactuador del AUTOTHROTTLE.

El ángulo de ataque junto con las señales de los flaps, slats, spoiler, timón de profundidad y sensores del estabilizador horizontal se utilizan para calcular el coeficiente de sustentación. A partir del coeficiente de sustentación, la velocidad indicada y la configuración del avión se determina el peso calculado y se establece una velocidad de referencia de seguridad («alpha speed»).

La velocidad «alpha speed» se calcula por el DFGC como una velocidad de referencia basada en la información de los sensores. La «alpha speed» no es la velocidad real de la aeronave, se trata de una referencia para la velocidad de pérdida y para los modos de operación en los que se encuentra la aeronave.

Si se producen variaciones de aceleración, tales como cambios en cabeceo, alabeo, guiñada, etc, como resultado se recalculará automáticamente la velocidad «alpha speed» para mantener los márgenes de seguridad de la maniobra. Los reajustes de esta velocidad pueden ser particularmente significativos con ángulos de alabeo por encima de 30 grados, cuando se opera en turbulencia, cuando los spoilers se deflectan y cuando se decelera rápidamente. Las tolerancias de la información de los sensores pueden producir anuncios de ALPHA SPD a más/menos 15 kt para una configuración de slat/flap retraídos y más/menos 6 kt para una configuración slat/flap extendidos en condiciones de vuelo estables.

En algunas maniobras puede aparecer el anuncio de ALPHA SPD por cortos periodos de tiempo incluso cuando se ha seleccionado la velocidad correcta.

1.6.3. *Modos de Operación del sistema de AUTOTHROTTLE*

Los modos primarios del sistema de AUTOTHROTTLE, que se pueden seleccionar desde el panel de control de vuelo automático son SPEED, MACH y EPR, pero hay otros modos que se presentan de forma automática en el anunciador de modos de vuelo (FMA) durante el perfil de vuelo como RETARD, ALPHA SPEED o LOW LIMIT.

Cuando se selecciona el modo SPEED del AUTOTHROTTLE el sistema intentará alcanzar la velocidad que se ha seleccionado moviendo las palancas de potencia. Este modo es el que se utiliza normalmente para la operación a baja altitud.

Si se alcanza una velocidad por debajo de la velocidad «alpha speed», aparecerá automáticamente en el anunciador de modos de vuelo ALPHA SPD y no desaparecerá hasta que se alcance una velocidad mayor o el valor de «alpha speed» disminuya debido a un cambio en la configuración de la aeronave.

El modo LOW LIMIT se activa automáticamente para advertir que el sistema de AUTOTHROTTLE habría enviado una orden que provocaría un movimiento de las palancas de potencia por debajo del límite de autoridad mínima que se establece para evitar que dichas palancas alcancen el IDLE STOP durante el vuelo.

El modo RETARD, se activa a aproximadamente 50 ft de radioaltímetro. El radioaltímetro o el DFGC emiten una señal que se usa para iniciar el retraso de los mandos de empuje, durante la maniobra de recogida como se establece por el sistema de guiado de vuelo.

1.6.4. *Modos de Operación AUTOPILOT*

Para el caso en que se realice una aproximación con el modo AUTOLAND seleccionado, en primer lugar se capturará el localizador manteniendo la altura. Luego se capturará la

senda de descenso y, si la lógica de los sistemas es correcta para realizar un aterrizaje automático, en el anunciador de modos aparecerá AUT LND.

1.6.5. *Longitud de campo para aterrizaje y distancia de aterrizaje disponible*

Según el Manual de Operaciones de la compañía y teniendo en cuenta la configuración (flap 40°), el peso de la aeronave², que la pista estaba mojada y que había una componente de viento en cola de 9,5 kt la longitud de pista requerida para aterrizaje era de 6.375 ft.

La distancia de aterrizaje disponible de la pista 29 del Aeropuerto de Asturias es de 7.217 ft.

1.7. Información meteorológica

De acuerdo con la información meteorológica, el día del accidente había un anticiclón centrado en Irlanda que se extendía por toda España, contribuyendo a la estabilidad atmosférica con escaso gradiente bórico. Un sistema frontal afectó al Cantábrico. Durante el día estuvo cubierto en el Cantábrico, con precipitaciones débiles, localmente moderadas. En Asturias, por la tarde, los vientos fueron moderados del nordeste.

A la hora y lugar del incidente era de noche, la línea frontal que se extendía desde la Coruña a los Pirineos y que se desplazaba hacia el Sur originó cielos muy nubosos, con nubes muy bajas, a 200 y 400 ft, y lluvia. En cuanto al viento en la cabecera 29 tenía una dirección media de 040° a 050°, y variación en la dirección entre 20° y 70°, velocidad media, aproximadamente, 10 kt, con rachas que pudieron alcanzar los 18 kt, y con una componente transversal máxima de unos 16 kt.

En el METAR de las 18:30 hora local se recoge que:

- Viento: 050°/8kt, con variación entre 020° y 080°.
- Visibilidad: 900 m.
- RVR de las cabeceras 29 y 11: 1.500 m.
- Lluvia con niebla.
- 5 a 7 octas de nubes a 100 ft y 5 a 7 octas a 400 ft.
- Temperatura: 9 °C, y punto de rocío: 8 °C.
- En el TREND se preveía para las dos horas siguientes: Temporalmente visibilidad 4.000 m, lluvia débil, y 5 a 7 octas de nubes a 800 ft.

² Se ha considerado para calcular la longitud de campo para aterrizaje el peso de aterrizaje que aparecía en la hoja de carga, el peso real de la aeronave sería menor dado que en la hoja de carga no se considera la espera que realizó la aeronave antes de aterrizar, por tanto la longitud de campo para aterrizaje sería menor a la calculada.

Según el METAR del Aeropuerto de Asturias de las 19:00 hora local

- Viento: 050°/8kt con variación entre 020° y 080°.
- Visibilidad: 1.800 m.
- RVR de las cabeceras 29 y 11: 1.500 m.
- Lluvia con bruma.
- 5 a 7 octas de nubes a 200 ft y 5 a 7 octas a 400 ft.
- Temperatura: 9 °C, y punto de rocío: 8 °C.
- En el TREND se preveía par las dos horas siguientes: Temporalmente visibilidad 4.000 m, lluvia débil.

1.8. Ayudas para la navegación

Para realizar la aproximación se utilizó el ILS de la pista 29 del Aeropuerto de Asturias. La frecuencia del localizador es 110.1 MHz. La senda de descenso es de 3°.

1.9. Comunicaciones

Las comunicaciones entre la tripulación de la aeronave y el personal ATC se produjeron sin ninguna incidencia.

1.10. Información de aeródromo

El Aeropuerto de Asturias consta de una pista, la 11/29, de 2.200 m de longitud y 45 m de ancho.

Dispone de un sistema de iluminación de aproximación de precisión de categoría II/III en la pista 29.

Para el Aeropuerto de Asturias hay publicados en el AIP procedimientos de visibilidad reducida que se habían activado el día del accidente. Según el AIP los procedimientos se deben aplicar cuando la base de las nubes sea inferior a 250 ft y se desactivan cuando la base de las nubes supera los 300 ft.

Según la carta de aproximación por instrumentos en la maniobra VOR/DME-L-ILS/DME existen unos mínimos de aproximación de 205 ft sobre el umbral de la pista 29 para aproximaciones de categoría I (véase apéndice I). En esta misma carta se indica en una nota lo siguiente: «Se producen oscilaciones en la lectura del radioaltímetro debido a las características orográficas del terreno, hasta 300 m antes THR 29. Ver PATC».

1.11. Registradores de vuelo

Como se recoge en la sinopsis del accidente la notificación se realizó aproximadamente tres meses después de que se produjera el suceso. Por lo tanto la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil sólo pudo disponer de la información proveniente de los registradores que le proporcionó el operador.

1.11.1. Registrador de datos

El DFDR era un Honeywell 980-4100 con una duración de 25 horas de grabación

La información que se recuperó del FDR recoge el final de la aproximación, desde 2.200 ft de altitud hasta la toma de contacto.

Durante esta parte de la aproximación el AUTOTHROTTLE permaneció conectado. El AUTOPILOT se desconectó 12 segundos antes del primer impacto del aterrizaje. Como ya se ha mencionado en el apartado anterior los mínimos para la maniobra eran de 205 ft sobre el umbral de la pista 29.

En la figura 4 se presentan la variación de velocidad indicada de la aeronave desde los 1.000 ft de altitud hasta el segundo impacto. La velocidad de referencia, para el peso y la configuración de la aeronave era de 121 kt. Como se puede ver en la gráfica se alcanza un valor de 138 kt en el momento en que la tripulación informa a ATC que tiene las luces de pista a la vista. Nueve segundos más tarde se desconectó el AUTOPILOT.

En la gráfica se señalan cinco puntos como claves en la última fase de aproximación:

1. Cuando informan a ATC que tienen las luces a la vista, se alcanza el valor máximo de IAS.
2. Cuando se desconecta el piloto automático.
3. El punto en que se debería realizar la recogida teórica, a 50 ft de radioaltímetro.
4. El primer contacto con la pista, con un valor de 4,11 g.
5. El segundo contacto con la pista, con un valor de 1,68 g.

En la figura 5 se observan los valores de altura sobre el terreno, «pitch», desviación de la senda de planeo y aceleración vertical en los últimos 20 segundos de la aproximación. Se ha calculado la velocidad vertical a partir de la altura de radioaltímetro durante los seis últimos segundos previos al impacto³. También en esta gráfica se han señalado los puntos que se consideran más significativos en esta parte de la aproximación.

³ No se ha calculado la velocidad vertical en los segundos anteriores debido que la irregular orografía del terreno introduciría errores que darían valores de velocidad vertical poco fiables.

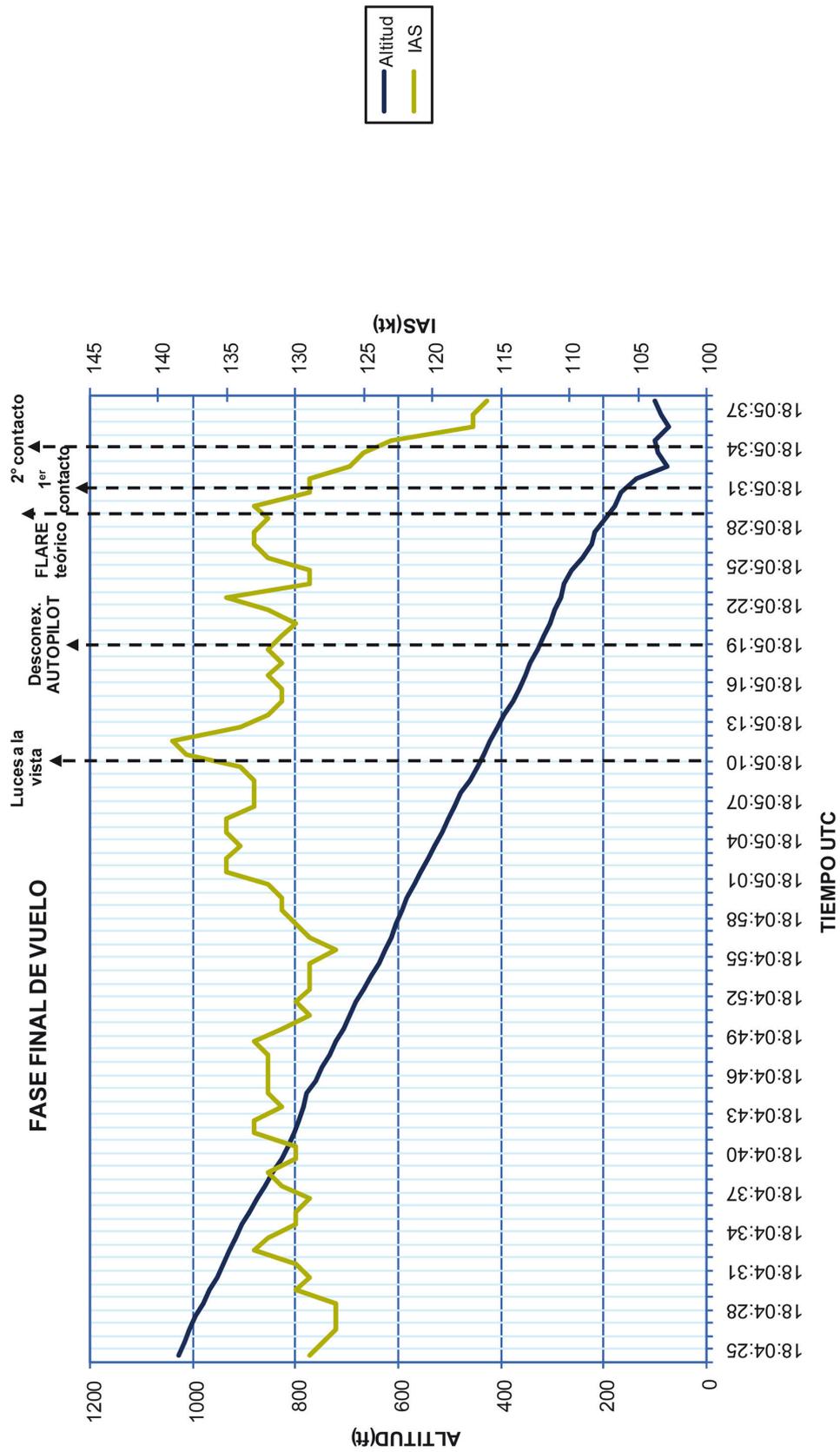


Figura 4. Fase final de la aproximación

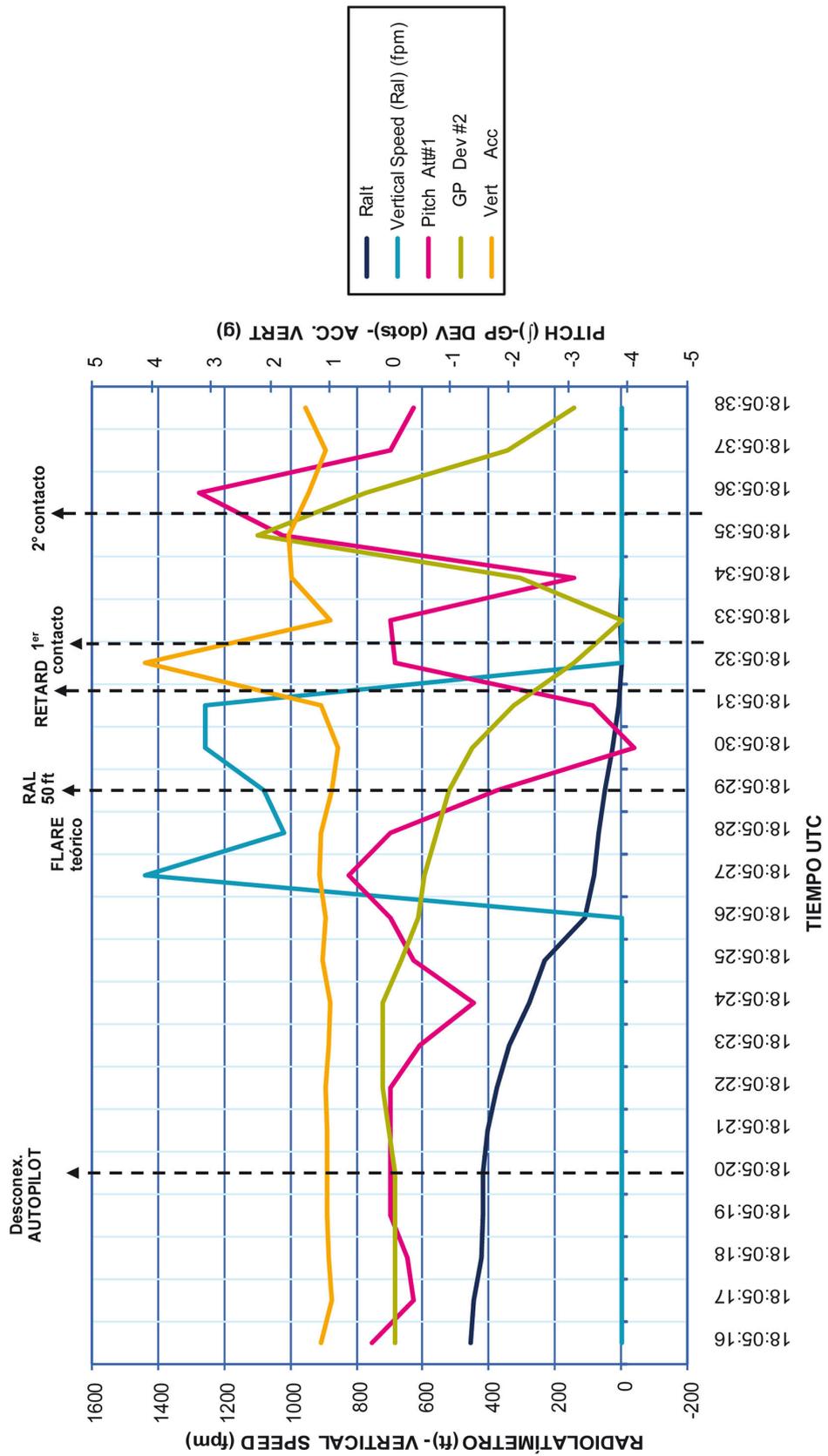


Figura 5. Últimos segundos de aproximación

Como se puede ver desde la desconexión del piloto automático se inicia una desviación de la trayectoria teórica de la senda de planeo hasta alcanzar 2,5 dots de desvío.

Se observa un ligero incremento de «pitch» que podría coincidir con una racha de viento de cara para a continuación disminuir hasta alcanzar un valor de $-4,1$ grados dos segundos antes de la primera toma de contacto. Inmediatamente se produce un aumento de «pitch» y se produce el contacto con la pista con un valor de $-0,1$ grados.

Los cálculos de velocidad vertical muestran valores que superan los 1.000 fpm en los últimos segundos antes del impacto.

Según la información del registrador, se produce un bote de la aeronave después del primer impacto que alcanza una altura de 3 ft.

Durante la última fase de la aproximación, y hasta que se produjo la desconexión, el AUTOPILOT tenía seleccionado el modo de AUTOLAND. Por su parte el AUTOTHROTTLE tenía seleccionado el modo SPEED. En los últimos 5 segundos antes de la primera toma de contacto se activó el modo LOW LIMIT (5 segundos antes), ALPHA SPD (2 segundos antes) y RETARD (1 segundo antes).

Uno de los puntos significativos que se incluye en la figura 5 es el momento en la que el sistema de AUTOTHROTTLE activa el modo RETARD, retrasando de este modo las palancas de potencia automáticamente.

Se ha estudiado la variación del régimen de descenso de la aeronave y se ha observado que aunque la velocidad indicada presenta pocas variaciones, el régimen de descenso muestra variaciones importantes lo que pone de manifiesto cambios de viento en cara y en cola durante la aproximación.

1.11.2. *Registrador de voz*

El CVR era un Honeyweel 980-6005 con una duración de 30 minutos. La grabación del CVR no contenía información inteligible. No se ha podido determinar la causa de la mala calidad de la grabación del registrador.

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

La aeronave contactó con el terreno con una aceleración vertical de 4,11 g.

Abandonó la pista y rodó hasta el aparcamiento donde el desembarque se realizó con normalidad.

Después de una inspección y evaluación de los daños en el aeropuerto de Asturias se trasladó a Madrid en un vuelo ferry para realizar la reparación.

Los daños que presentaba la aeronave eran los siguientes:

- Dos tornillos de la base del asiento del copiloto estaban cizallados.
- La parte posterior del fuselaje presentaba deformaciones y arrugamientos en distintas áreas, según se indica en la figura 6.
- El deflector del tren principal derecho se seccionó desde la base.

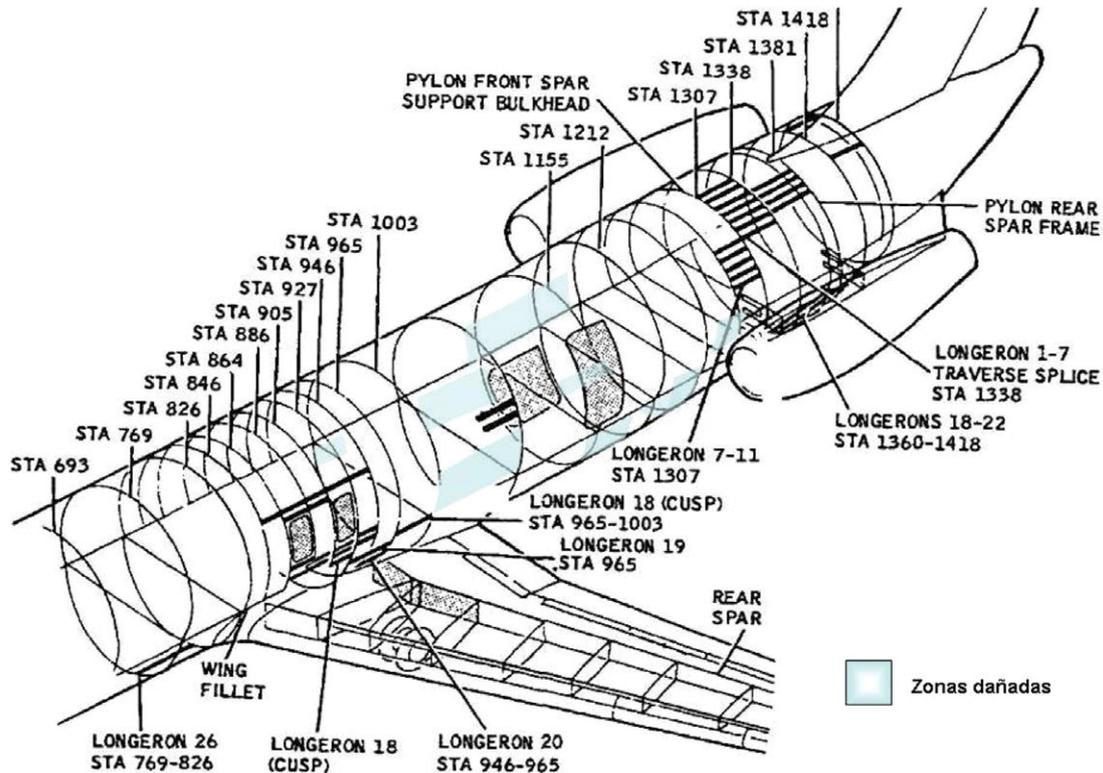


Figura 6. Daños que presentaba la aeronave

1.13. Aspectos de supervivencia

El comandante de la aeronave sufrió una lesión lumbar que le obligó a permanecer varias semanas hospitalizado y a ser intervenido posteriormente. Según su declaración en el momento de la toma de contacto estaba intentando incrementar el empuje de los motores y la postura forzada en la que se encontraba fue lo que probablemente le produjo una lesión de esa magnitud.

1.14. Información sobre organización y gestión

1.14.1. Manual de Operaciones

En el Manual de Operaciones de la compañía se recoge en la Parte A. Sección 8. Capítulo 4. Operaciones Todo Tiempo, que para realizar una aproximación de categoría

II, es obligatorio el uso del piloto automático. Se aclara que el aterrizaje para este tipo de aproximación podrá ser manual o automático.

En cuanto a la obligación de utilizar el AUTOTHROTTLE sólo se considera para aproximaciones de CAT III.

Se recoge en este capítulo, también, que el «briefing» de aproximación debería incluir los puntos de una aproximación instrumental, meteorología del destino y del alternativo, estado operacional del aeródromo CAT II, estado operacional del avión, posición óptima del asiento, repaso del procedimiento de aproximación, acciones en caso de anomalías por debajo de 1.000 ft, repaso de los mínimos aplicables, procedimiento de frustrada y en su caso, notificación del mismo al ATC.

Se establece que el piloto a los mandos sea el comandante y que por lo tanto el copiloto se encargue de la supervisión de los instrumentos.

También se recomienda en el Manual de Operaciones Parte B. Normal Procedures, 2.7/1 Punto 5 Sistemas de vuelo automático, el máximo uso de los sistemas de vuelo automático como el director de vuelo, piloto automático y sistema de empuje automático y especialmente en condiciones IMC y durante la noche.

En el Manual de Operaciones Parte B. Normal Procedures. 2.7/7 Punto 7, se exponen los criterios que establece la compañía para definir una aproximación estable. Son los siguientes:

Flight path	Precision Approach	Maximum deviation from localizar an glidepath one dot.
	Visual Approach	Along the desired flightpath. Wings must be level at or before 500 ft RH.
	Non-precision and circling Approach	Along the desired flight path. Wings must be level at or before 300 ft RH.
Configuration	Landing gear	Down.
	FLAPS/SLAT position	28 or 40/LAND.
Speed		Maximum deviations plus 20 kts and minus 5 kts from corrected final approach speed.
Rate of descent		Maximum 1,500 ft per min.
Power setting		Throttles at minimum LOW LIM position or minimum 1.10 EPR if AT is not engaged.

En el punto 8.4 de la Parte B. Normal Procedures. 2.7/ 7 se recogen los Standard Callouts:

FLIGHT PHASE	PF		PNF	
	Duty	Call-out	Duty	Call-out
Approaching 1,000 ft to level off	Check ALT/FL cleared and selected in FGS	«1000 to level off»	Check ALT/FL cleared and selected in FGS	
Passing 2,500 ft R/A	Check R/A and QNH		Check R/A and QNH	«R/A 2,500 ft»
On final intercept heading	Check FMA	«ARM LOC»	Check FMA	«LOC ARM»
LOC moving	Check PFD/ADI	«LOC ALIVE»	Check PFD/ADI	«LOC ALIVE»
LOC capture	Check FMA	«LOC CAPTURE»	Check FMA	«LOC CAPTURE»
LOC track	Check FMA	«LOC TRACK»	Check FMA	«LOC TRACK»
G/S moving	Check PFD/AD	«G/S ALIVE»	Check PFD/AD	«G/S ALIVE»
G/S capture	Check FMA	«G/S CAPTURE»	Check FMA	«G/S CAPTURE»
G/S track	Check FMA	«G/S TRACK»	Check FMA	«G/S TRACK»
OM or FAF	Check altitude	«OM/FAF»	Check altitude	«OM/FAF»
1,000 ft AAL	Approach stabilized		Approach stabilized	«1,000 ft stabilized» or «1,000 ft not stabilized»
500 ft AAL	Approach stabilized	«FINAL ITEMS»	Check Final Items	«500 ft stabilized» or «500 ft not stabilized-go around»
100 ft to minimum				«APPROACHING MINIMUMS»
Approach lights or runway in sight			If PF has not given visual contact	“LIGHTS or RUNWAYS”
Visual reference		«VISUAL CONTACT”		
Speed deviations (-5/+10 kts)			Check speed	«TARGET PLUS/MINUS»
Rate of descent. (More than 1,000 ft below 2,500 ft R/A)			Check VSI	«SINK RATE»
Glideslope/localizer deviations (more than half DOT)			Check PFD/AD	«GLIDEPATH/ LOCALIZER»
If not visual reference at DA/DH or MDA/DH/DP			Check DA/DH or MDA/DH/DP	«MINIMUMS GO-AROUND»
GO-AROUND	Beginning go-around	«GO-AROUND»	Perform	
100,50,30,20,10 R/A			Check R/A	«R/A 100,50, 30,20,10»

En el manual de operaciones no se recoge información que se refiera a «CALLOUT» de aterrizaje que estén asociados con las limitaciones de ángulo de cabeceo y ángulo de alabeo que aparecen en el manual, 8° de cabeceo y 9° de alabeo, para evitar el impacto con la cola o las alas.

Se ha estudiado otros manuales de vuelo donde se define el Ground Contact Diagram con los amortiguadores comprimidos y extendidos (ver apéndice II) y a partir de ahí se definen los «CALLOUT» para aterrizaje que se refieren a ángulos de cabeceo y alabeo.

En el punto 5.1 del Manual de Operaciones Parte B. Normal Procedures. 2.7/8 se describen las técnicas utilizadas en un aterrizaje normal:

En primer lugar se indica que la aeronave se dirija al eje central de la pista y a aproximadamente a 300 m del umbral.

La técnica que se menciona consiste en efectuar una recogida de 2° a 3° de «Pitch Up» a aproximadamente 30 o 20 ft. Se indica que una recogida muy baja o muy rápida provocaría una toma de contacto positiva debida a que el tren de aterrizaje se comprimiría contra la pista. Y que, por otro lado, una recogida anticipada, finalizaría en un aterrizaje brusco, causado por un desplome de la aeronave al reducirse la sustentación excesivamente a demasiada altura sobre la pista.

1.15. Información adicional

1.15.1. *Criterios de aproximación estable*

En el documento PANS.OPS, Doc. 8168 Volumen I de OACI, se recogen en la sección 4 dentro del capítulo 3 Procedimientos de aproximación estable, los parámetros que el operador debe definir para una aproximación estable. También se indica en este capítulo que las aproximaciones deben estar estabilizadas a 1.000 ft en IMC y a 500 ft en VMC.

La Flight Safety Foundation define el valor cuantitativo de los parámetros que OACI había establecido para una aproximación estable según se indica a continuación:

Una aproximación debe estar estabilizada a 1.000 ft en IMC y a 500 ft en VMC

1. La aeronave debe estar en trayectoria de vuelo correcta.
2. Sólo se podrán realizar pequeñas variaciones de rumbo y ángulo de cabeceo para mantener una trayectoria de vuelo correcta.
3. La velocidad de la aeronave no será superior a $V_{ref} + 20$ kt y no inferior a V_{ref} .
4. La aeronave tendrá la configuración de aterrizaje.
5. El régimen de descenso no será superior a 1.000 fpm.
6. La potencia que se seleccione será la adecuada para la configuración.
7. Se habrán completado todos los «briefings» y listas de chequeo.
8. Las aproximaciones instrumentales (ILS) se deben realizar con desvíos de la senda o del localizador de un punto como máximo.
9. En las aproximaciones visuales los planos deben estar nivelados en el tramo final antes de 500 ft.
10. En las aproximaciones «en circuito» o «circling» los planos deben estar nivelados en el tramo final antes de 300 ft.

1.15.2. *Manual de Entrenamiento del operador para Operaciones Todo Tiempo*

En el Manual de Entrenamiento se recoge que:

1. Para realizar una aproximación CAT II se debe solicitar expresamente a ATC la autorización y no debe realizarse hasta que la autorización se reciba.
2. Las desviaciones de los parámetros para emitir CALLOUTS son:

Parameters	If deviation exceeds		Call required
IAS	+20 kt		«TARGET PLUS X»
	-5 kt		«TARGET MINUS X»
RATE of DESCENT	Max 1,500 ft/min		«SINK RATE»
PITCH ATTITUDE	20° ± 2 ANU		«PITCH»
	10 ± 1 AND (all modes except flare)		
BANK ANGLE	10-5° ± 1 (decreasing as a function of R/A)		«BANK»
LOCALIZER	Dev. Below stab. Point	1 dot	«LOCALIZER»
	Deviation below 200'	1/3 dot (PFD)	
GLIDE SLOPE	Dev. Below stab. Point	1 dot	«GLIDE SLOPE»
	Deviation below 200'	1/2 dot (*)	

(*) G/S deviation should not be considering during FLARE.

También en este Manual se recoge la recomendación de realizar aterrizajes automáticos para aproximaciones CAT II.

1.15.3. *Notas internas de la compañía*

Existían las siguientes notas internas de la compañía con relación al aeropuerto de Asturias, que se les proporcionaron a la tripulación con el resto de documentación antes del vuelo:

- HASTA NUEVO AVISO, QUEDAN PROHIBIDAS LAS APROXIMACIONES CAT II/III EN EL AEROPUERTO DE OVD
- APCH CAT II OVD. SE RUEGA SE REALICEN APCH ILS CAT II EN PRÁCTICAS (CONDICIONES VMC) Y SE REPORTE VIA FOR/FDR, A JEFATURAS DE FLOTA, POSIBLES DESVIACIONES O FLUCTUACIONES DE LOS INSTRUMENTOS DURANTE LA APCH.

Según la información proporcionada por la compañía, los problemas que existían eran debidos a fluctuaciones del radioaltímetro en la fase final, no de instrumentos en general. Es decir, que existía, exclusivamente, una dificultad en disponer de una lectura precisa del valor de radioaltímetro y por ello no se podía precisar la altura de decisión. Esto no implicaría que no se pudiese llevar a cabo un aterrizaje automático en condiciones CAT I.

1.15.4. *Información sobre la utilización de los sistemas de vuelo automáticos*

Conversaciones con personal de vuelo de la compañía ha confirmado que sólo se realizan las aproximaciones de CAT II/III durante la sesiones de entrenamiento en el

simulador de vuelo y que no es habitual realizar aproximaciones en prácticas CAT II/III en condiciones VMC.

Según la información recogida la práctica habitual es realizar la desconexión del piloto automático una vez que se tiene la pista a la vista.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo de la aproximación

Cuando la tripulación llegó al Aeropuerto de Asturias les informaron que el aeropuerto había activado los procedimientos de Baja Visibilidad. Una aeronave había tenido que frustrar debido a que no tenía referencias visuales para el aterrizaje.

Esta situación les obligó a realizar esperas sobre el VOR de Asturias. Cuando las condiciones meteorológicas mejoraron se reanudaron los aterrizajes. La base de las nubes permitía aproximaciones de CAT I, y dado que la pista 11 del Aeropuerto de Asturias no disponía de ILS la aproximación debía ser por la pista 29. Esta circunstancia complicaba la aproximación dado que existía una componente de viento en cola próxima al límite operacional de 10 kt. La tripulación era consciente de este hecho y de las limitaciones de viento que tenía esta aeronave para aterrizaje.

Se estableció una secuencia de aproximación en la que la aeronave ocupaba el tercer lugar y, dado que las dos anteriores habían aterrizado sin novedad, la tripulación debía esperar hacerlo del mismo modo.

A pesar de que las condiciones meteorológicas habían mejorado, seguían siendo adversas, así que cabe pensar que la atención de los tripulantes se centraba en obtener referencias visuales adecuadas a la Altura de Decisión y de este modo evitar más esperas, el tener que realizar una aproximación frustrada, o incluso el desvío a otro aeropuerto alternativo.

Como se ha mencionado antes, las condiciones meteorológicas habían mejorado y aunque la base de nubes estaba a 300 ft y permitía realizar una aproximación CAT I, la aproximación se realizó, prácticamente, como si fuera una aproximación de CAT II. De hecho habría sido aconsejable con estas condiciones de entorno realizar una aproximación CAT II con un aterrizaje automático dado que así lo permitía la categoría del aeropuerto y de este modo garantizar el aterrizaje si las condiciones meteorológicas se hubieran deteriorado, pero la tripulación conocía la prohibición de la compañía de realizar aproximaciones CAT II/III en este aeropuerto y, además, la segunda nota interna de la compañía que se refería al Aeropuerto de Asturias y en la que se hablaba de posibles fluctuaciones en los instrumentos inducía a pensar que los equipos en tierra daban falsas indicaciones.

El CVR no estuvo disponible durante la investigación, pero según el FDR, en el momento en que se informó a ATC de que tenían las luces a la vista se alcanzó una velocidad indicada de 138 kt. Desde que se descendió de 1.000 ft sobre el umbral se observan valores de velocidad indicada que superan $V_{ref} + 10$ kt en más del 50% del tiempo. Según la definición de CALLOUTS del Manual de Operaciones, el PNF debía haber informado de este hecho para corregir esa desviación.

Normalmente, dado que se trataba de una aproximación acoplada con piloto automático el PF, a partir de 100 ft por encima de la altura de decisión, debería haberse dedicado a la obtención de referencias visuales exteriores. El PNF debería haberse concentrado en la vigilancia y detección de cualquier desvío significativo de la trayectoria y/o de los instrumentos mediante el uso de los CALLOUTS reglamentarios.

Nueve segundos después de adquirir las referencias visuales se desconectó el piloto automático para aterrizar manualmente. Es probable que la tripulación pensara que la toma estaba asegurada al tener la pista a la vista y que desconfiara de los equipos del aeropuerto para realizar un aterrizaje automático debido a la nota interna que había publicado la compañía.

A una altura de radioaltímetro de 84 ft se observó un ligero incremento de «pitch» que podría corresponder a una racha de viento en cola.

A continuación el «pitch» comenzó a ser negativo, lo que provocó un aumento de la velocidad vertical. En los dos últimos segundos antes de la toma de contacto, la tendencia de disminución de «pitch» cambió a aumento de «pitch». Podría corresponder esta variación con un intento de realizar la recogida que debido al incremento de velocidad vertical no pudo completar la tripulación.

Cinco segundos antes de la toma de contacto se activó el modo LOW LIM del AUTOTHROTTLE y dos segundos antes de la toma de contacto se activó el modo ALPHA SPD. En el primer caso se pone de manifiesto que las palancas de empuje alcanzaron su límite inferior y que la potencia se habría reducido más si no tuviese ese límite. En el segundo caso se alcanzó la velocidad «alpha speed», velocidad de seguridad por encima de la de pérdida. Se evidencia que existieron variaciones de viento, que hicieron actuar al AUTOTHROTTLE en un sentido u en otro, instantes antes del aterrizaje.

En el momento del primer impacto se alcanzó una aceleración vertical de 4,11 g lo que hizo que la aeronave rebotara contra la superficie de la pista y volviera al aire durante 2 segundos para contactar de nuevo con la pista. En este caso la tripulación recuperó el control de la aeronave correctamente, decidiendo no iniciar un «go around» manteniendo el control direccional y aplicando frenos para que la aeronave permaneciera en la pista.

Además el comandante en el primer impacto sufrió una lesión que le incapacitó lo que obligó al copiloto a tomar los mandos de la aeronave. La buena coordinación entre la

tripulación permitió que recuperaran rápidamente el control de la aeronave y la alinearan de nuevo con la pista.

Dada la evolución del viento durante la aproximación y las respuestas del AUTOTHROTTLE, es probable que una variación brusca en la dirección del viento provocara que la aeronave incrementara su velocidad vertical. En cualquier caso, con la información meteorológica disponible no se ha podido confirmar que existieran condiciones objetivas para que se diese la posibilidad de cizalladura durante el aterrizaje.

Parece, al estudiar la aproximación, que la tripulación era consciente de que necesitaba obtener referencias visuales antes de alcanzar la altura de decisión y que tenían presente que la pista estaba mojada y no tenía demasiada longitud.

Por el contrario, y aunque el CVR no está disponible, no se observa que haya ninguna respuesta ante las desviaciones de la trayectoria de planeo, la velocidad de la aeronave y la velocidad vertical. Esto hace pensar que no tenían una conciencia tan clara de las variaciones de viento durante la aproximación final, quizá por una falta de monitorización de los instrumentos al centrar la atención en la adquisición de referencias visuales, que una vez obtenidas, les hicieran descartar una aproximación frustrada.

2.2. Manual de Operaciones

2.2.1. *Definición de aproximación estable*

La definición que recoge el Manual de Operaciones como aproximación estable no sigue exactamente los mismos criterios que los que define la Flight Safety Foundation y que son los que están universalmente aceptados por la comunidad aeronáutica.

En particular, no se consideran en la definición de la compañía variaciones significativas de cabeceo y rumbo, ni tampoco que todas las listas de chequeos y «briefing» se hayan completado como factores a tener en cuenta para definir una aproximación estable.

Se ha observado que el criterio que se utiliza para definir el régimen de descenso como un factor de desestabilización es diferente en la definición de la compañía y en la definición de la Flight Safety Foundation, siendo en el primer caso de 1,500 ft/min y en el segundo de 1,000 ft/min.

2.2.2. *CALLOUTS en la fase de aterrizaje*

En el Manual de Operaciones se describen los «CALLOUTS» para la fase de aproximación, pero no se recoge ningún «CALLOUT» para el aterrizaje.

Aunque existen unos límites de ángulo de cabeceo para evitar impactos con la cola y ángulo de alabeo para evitar impactos con los extremos de los planos, no se define en el Manual de Operaciones el Ground Contact Diagram, con amortiguadores extendidos y comprimidos ni los «CALLOUTS» de aterrizaje, «PITCH» y «BANK» que alertaran a las tripulaciones de contactos con la cola, o los extremos de los planos.

2.2.3. *Criterios de corrección como respuesta a los CALLOUTS*

En el Manual de Operaciones cuando se describen los CALLOUTS, no se incluyen las acciones correctoras que deberían efectuarse cuando se producen. Por tanto, deberían ir completados con unos criterios de corrección en función del tipo de aproximación que se esté efectuando, manual o automática.

2.2.4. *Uso de sistemas automáticos*

Aunque en el Manual de Operaciones se incluye la recomendación de utilizar al máximo los sistemas de vuelo automáticos como el director de vuelo, piloto automático y sistema de empuje automático durante la noche y en condiciones IMC, se ha detectado que la forma de operar dentro de la compañía no se corresponde con esta recomendación.

El resultado de esta política es la falta de experiencia de la flota en la realización de aterrizajes automáticos, por lo que sería conveniente reforzar durante el entrenamiento el uso de los sistemas automáticos de vuelo y promover el realizar aproximaciones CAT II/III en prácticas, es decir, en condiciones VMC.

Por otro lado, si las condiciones meteorológicas son marginales sería aconsejable realizar aproximaciones y aterrizajes automáticos y solicitarlo así al personal ATC.

2.3. **Manual de Entrenamiento**

Hay que considerar que en el Manual de Operaciones y en el Manual de Entrenamiento no se contemplan las mismas desviaciones de parámetros para emitir CALLOUTS. Esta falta de homogeneidad en la documentación puede producir confusión entre las tripulaciones e incluso puede hacer que tripulaciones distintas utilicen criterios distintos.

Por otro lado aunque en el Manual de Entrenamiento se dice expresamente que se solicite a ATC una autorización para realizar una aproximación CAT II y que si no se obtiene no se lleve a cabo. En el Manual de Operaciones existe ambigüedad en este punto y no se recoge en los mismos términos que en el Manual de Entrenamiento.

2.4. Notificación del accidente

El accidente fue notificado a la CIAIAC por la compañía casi 3 meses después de que éste se produjera.

Por consiguiente, mucha información no pudo ser recopilada. En concreto, el CVR no contenía información útil para la investigación dado que la calidad de la grabación era muy baja. No se pudieron realizar comprobaciones posteriores para determinar la causa de la baja calidad porque el equipo ya se había puesto de nuevo en servicio.

En ese sentido la CIAIAC emitió la siguiente recomendación de seguridad en el año 2002:

REC 24/2002. Se recomienda que todos los operadores, y no sólo los dedicados al transporte aéreo comercial, incluyan en sus Manuales de Operaciones procedimientos para notificar los accidentes e incidentes a las Autoridades aeronáuticas, con mención expresa a la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil como autoridad encargada de la investigación técnica de estos sucesos.

La compañía ha incluido dentro de su Manual de operaciones la necesidad de notificar a la CIAIAC en caso de accidente. En cualquier caso el accidente se notificó a la DGAC al día siguiente al que se produjo.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La tripulación contaba con licencias de vuelo válidas y en vigor.
- Se habían realizado las inspecciones de mantenimiento reglamentarias en la aeronave y volaba dentro de sus márgenes de peso y centrado.
- La aeronave tuvo que realizar esperas debido a que existían condiciones de baja visibilidad, inferiores a los mínimos de operación de ambas pistas de aterrizaje.
- Las condiciones meteorológicas obligaban a realizar aproximaciones de CAT I dado que la base de las nubes, según informó ATC era de 300 ft y los mínimos para la aproximación CAT I eran de 205 ft.
- Existía una prohibición de la compañía para realizar aproximaciones CAT II/III en el Aeropuerto de Asturias.
- Esta prohibición, de hecho, no impedía el uso de los sistemas de vuelo automático para aproximaciones CAT I.
- La pista 29 era la única que disponía de ILS para realizar aproximaciones CAT I.
- Realizar la aproximación a la pista 29 implicaba asumir una componente de viento en cola de no menos de 5 kt.

- La información meteorológica indicaba un viento variable, con una componente de al menos 9 kt de viento cruzado y 5 kt de viento en cola, con rachas de hasta 9 kt de viento en cola.
- ATC les informó que la pista estaba mojada.
- La aproximación se realizó con piloto automático y sistema automático de control de empuje.
- Durante la aproximación hubo variaciones importantes en la componente de viento.
- La tripulación informó de que tenía contacto visual por encima de la altura de decisión.
- Se realizó un aterrizaje manual y con sistema automático de empuje.
- En la toma de contacto se alcanzó una aceleración vertical de 4,11 g.

3.2. Causas

Se considera que la causa probable del accidente fue una variación significativa en la intensidad y dirección del viento en el momento del aterrizaje lo que provocó que se alcanzaran 4,11 g de aceleración vertical, sin embargo, con la información meteorológica disponible, no se ha podido determinar que existieran condiciones objetivas para que se diese la posibilidad de cizalladura durante el aterrizaje.

Como factor contribuyente se considera la maniobra que realizó la aeronave, que no es congruente con una maniobra de recogida estándar, dado que presenta variaciones de pitch, a partir de los 84 ft de radioaltímetro y un descenso del avión respecto a la senda de planeo del ILS que combinadas con la actuación del autothrottle en idle y posibles variaciones de viento en la fase final del aterrizaje situarían a la aeronave en una trayectoria distinta de la nominal.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Al estudiar el Manual de Operaciones de Spanair se ha observado que la definición de aproximación estable no está de acuerdo con la que recoge la Flight Safety Foundation ni con las mejores prácticas aceptadas por la industria aeronáutica, de manera general.

Por otro lado, en la definición de CALLOUTS no se recogen las acciones correctoras a efectuar cuando se detecten las desviaciones de los parámetros establecidos. Además no se incluyen los CALLOUTS que se refieren a variaciones significativas de alabeo y cabeceo durante la fase de aterrizaje.

También al revisar el Manual de Entrenamiento se ha detectado que los criterios que se siguen para emitir CALLOUTS durante la aproximación no coinciden con los que recogen en el Manual de Operaciones, y que en el Manual de Entrenamiento se requiere una autorización expresa de ATC para realizar una aproximación CAT II que no se recoge en el Manual de Operaciones.

Por lo tanto, se considera conveniente emitir las siguientes recomendaciones de seguridad:

REC 14/2009. Se recomienda a SPANAIR que:

1. Complete la definición de CALLOUTS en la aproximación incluyendo los criterios de corrección que se deben seguir, tanto para aproximaciones manuales como automáticas, en caso de que se detecten desviaciones según se recoge en la propia definición de los CALLOUTS.
2. Incorpore a su Manual de Operaciones de la flota de MD los «CALLOUTS» de aterrizaje necesarios para impedir el contacto de la cola, las góndolas de los motores o los extremos de los planos.

REC 15/2009. Se recomienda a SPANAIR que revise su Manual de Operaciones, y en general toda la documentación donde se recojan los criterios de emisión de CALLOUTS en las aproximaciones, para que exista homogeneidad en la definición de los criterios que se siguen para emitir CALLOUTS en la aproximación.

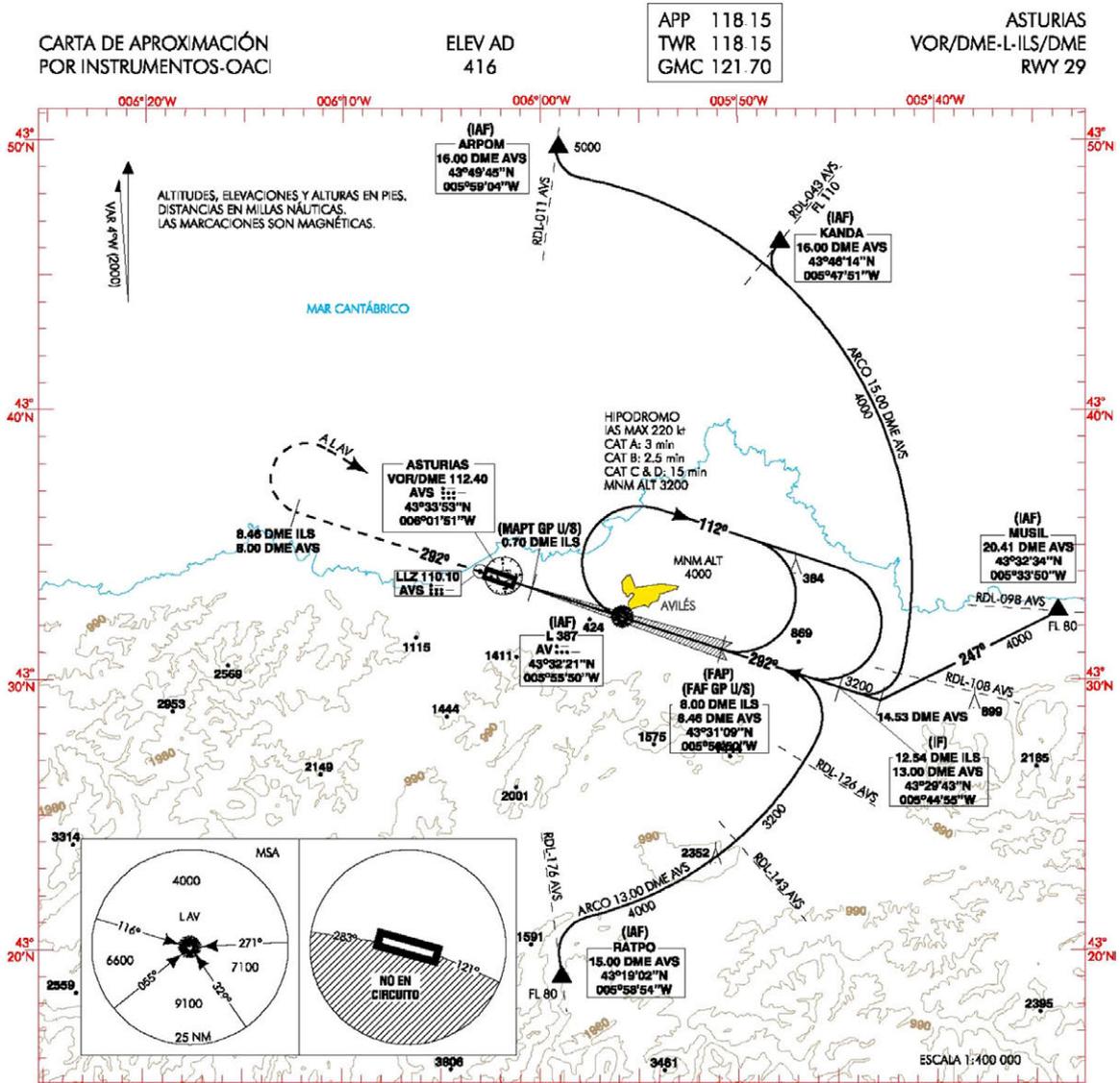
REC 16/2009. Se recomienda a SPANAIR que incluya en su Manual de Operaciones el requisito de solicitar una autorización de ATC para realizar una aproximación de CAT II y de este modo garantizar que todas las acciones relativas a áreas sensibles, luces, etc. relacionadas con este tipo de operación se llevan a cabo por el personal de ATC.

Por otro lado, las condiciones meteorológicas que existían durante la aproximación hacían que se tratara de una aproximación compleja, con mala visibilidad, de noche, lluvia, y variaciones de viento importantes. En ese sentido en el Manual de Operaciones se recomienda el máximo uso de los sistemas automáticos en especial por la noche y en condiciones IMC. Por todo ello:

REC 17/2009. Se recomienda a SPANAIR que se refuerce en el entrenamiento la máxima utilización de los sistemas de vuelo automáticos, tal y como se recoge en el Manual de Operaciones, y que se fomente la realización de aproximaciones de CAT II/III en prácticas con condiciones VMC con objeto de familiarizar a las tripulaciones con estos sistemas automáticos y sus capacidades.

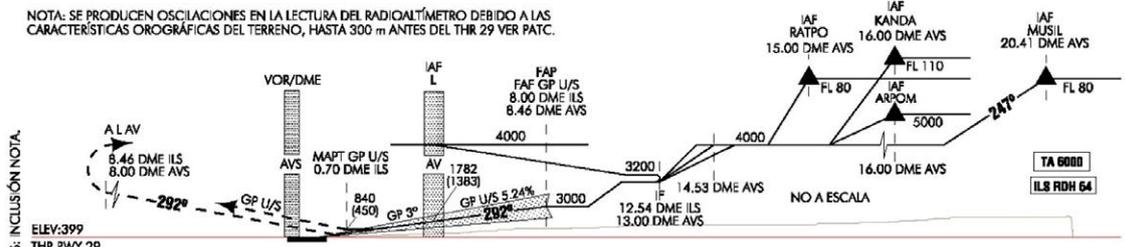
APÉNDICE I

Carta de aproximación por instrumentos Asturias. VOR/DME-L-ILS/DME. RWY 29



FRUSTRADA: SUBIR EN RUMBO DE PISTA HASTA 8.46 DME ILS/8.00 DME AVS. VIRAR A LA DERECHA DIRECTO A LAV SUBIENDO A 4000 ft PARA INTEGRARSE A LA ESPERA.

NOTA: SE PRODUCEN OSCILACIONES EN LA LECTURA DEL RADIALÍMETRO DEBIDO A LAS CARACTERÍSTICAS OROGRÁFICAS DEL TERRENO, HASTA 300 m ANTES DEL THR 29 VER PAT.



CAMBIOS: INCLUSIÓN NOTA.

OCA/H		A	B	C	D
STA	CAT I	584 (185)	594 (195)	604 (205)	614 (215)
	CAT II	(136)	(153)	(164)	(179)
	CAT III	APPROVED MNM RVR 200 m			
	GP U/S	840 (450)			
En circuito (H) sobre 416		870 (460)	920 (510)	1040 (630)	1290 (880)

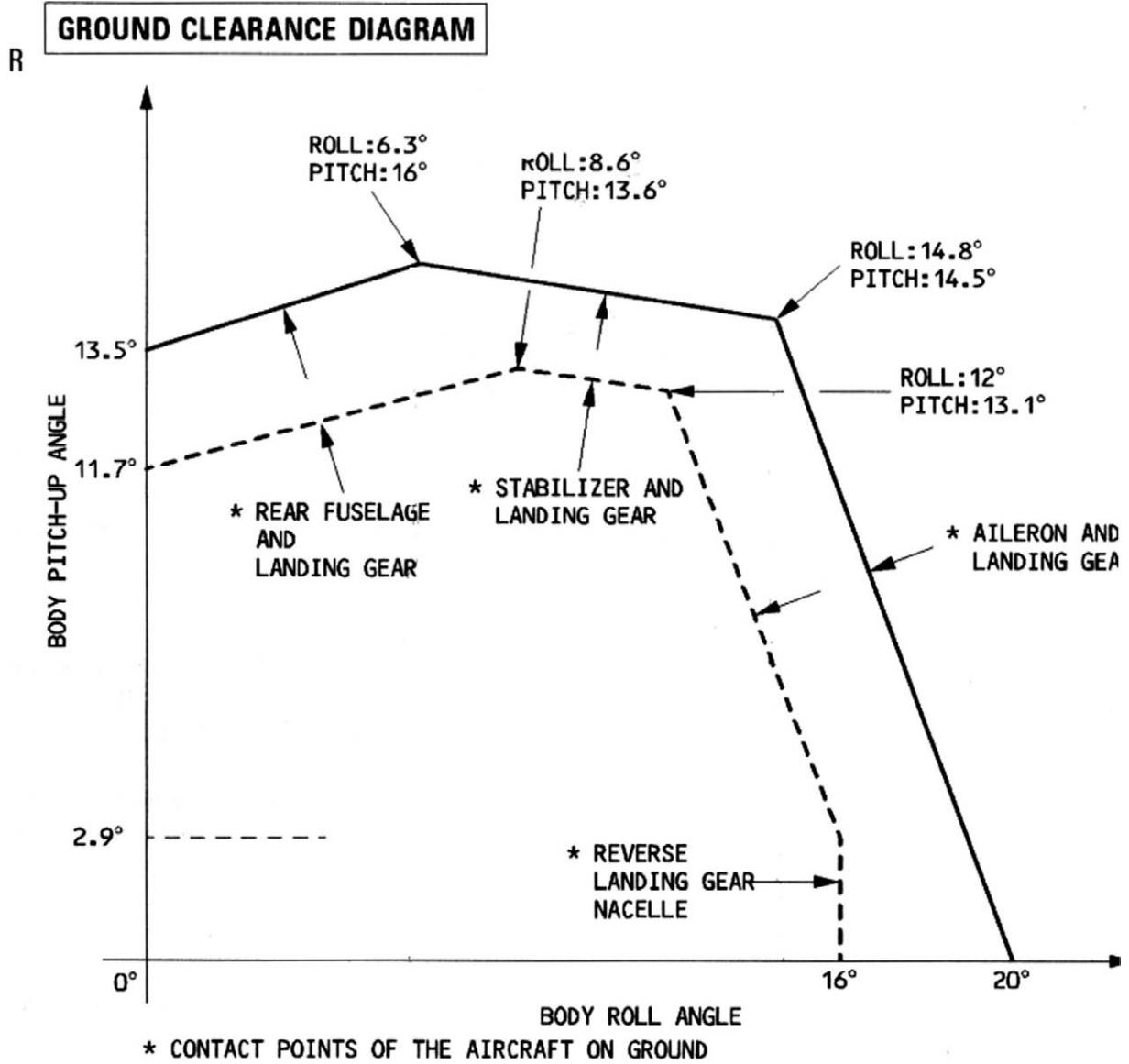
GIS	kt	80	100	120	140	160	180
FAP-THR: 8.00 NM	mins	6:00	4:48	4:00	3:26	3:00	2:40
FAF-MAPT: 7.30 NM	mins	5:29	4:23	3:39	3:08	2:44	2:26
ROD: 5.24 %	ft/min	425	531	637	743	849	955
ALT/HGT DME (ILS) FNA GP U/S							
13 DME	12 DME	11 DME	10 DME	9 DME	8 DME	7 DME	6 DME
5 DME	4 DME	3 DME	2 DME	1 DME			
2690 (2300)	2370 (1980)	2050 (1660)	1730 (1340)	1410 (1020)	1090 (700)		

WEF 20-JAN-05 (AIRAC AMDT 15/04)

AIP-ESPAÑA

AD 2-LEAS IAC/3

APÉNDICE II
Ejemplo de Ground
Contact Diagram



TOUCHDOWN ON ONE MAIN LANDING GEAR
 ——— SHOCK ABSORBER NOT COMPRESSED
 - - - - SHOCK ABSORBER FULLY COMPRESSED

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 16 de enero de 2007; 15:30 h local¹
Lugar	Aeropuerto de Tenerife Sur

AERONAVE

Matrícula	G-VCED
Tipo y modelo	AIRBUS 320
Explotador	My Travel Airways

Motores

Tipo y modelo	
Número	2

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	52 años
Licencia	Piloto de transporte de línea aérea (ATPL(A))
Total horas de vuelo	14.000 h
Horas de vuelo en el tipo	

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			6
Pasajeros		2	176
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Ninguno
Otros daños	Colapso de la plataforma del vehículo de embarque

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación comercial de transporte – No regular
Fase del vuelo	Embarque de pasajeros

INFORME

Fecha de aprobación	1 de octubre de 2009
---------------------	-----------------------------

¹ Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local. Para obtener las horas UTC es necesario restar una hora a la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave, un AIRBUS 320 con matrícula G-VCED perteneciente a la compañía My Travel Airways, estaba aparcado en el puesto E22 de la plataforma de estacionamiento de aeronaves del Aeropuerto de Tenerife Sur y tenía previsto realizar un vuelo no regular de pasajeros con salida prevista a las 16:05 h y destino el Aeropuerto de New Castle (Reino Unido).

Se solicitó a la compañía de asistencia en tierra que opera en el aeropuerto, INEUROPA HANDLING, que enviase un vehículo especial para embarcar a pasajeros con movilidad reducida. Sobre las 15:30 h ya estaban a bordo de la aeronave aproximadamente 30 pasajeros y se hallaban sobre la plataforma delantera del vehículo 3 pasajeras que estaban embarcando, el conductor que estaba manejando el mecanismo de subida y bajada, y un operario que ayudaba a las pasajeras a embarcar. En ese instante el marco que sujetaba la plataforma al camión se soltó de su anclaje horizontal superior y de los anclajes laterales y la plataforma giró un ángulo de 30° sobre el anclaje horizontal inferior (figura 1), quedando un hueco entre la plataforma y el avión por el que cayeron las tres (3) pasajeras, resultando dos de ellas heridas graves, y una tercera de carácter leve. Los operarios pudieron sujetarse a las barandillas laterales, y uno de ellos llegó incluso a retener por unos instantes a la pasajera que resultó herida leve.



Figura 1. Estado del vehículo después del accidente

Finalmente el avión partió hacia su destino a las 17:56 h después de trasladar al hospital a las pasajeras que resultaron heridas, dos de las cuales tuvieron que quedar ingresadas hasta el día 25 de enero.

1.2. Información sobre el vehículo utilizado y el desarrollo de la operación de embarque

El camión tenía detrás de la cabina del conductor una cabina de pasajeros, cerrada, cuyas dimensiones eran 8,2 m de largo, 2,5 m de ancho y 3,4 m de alto que se podía elevar mediante un mecanismo de tijera. En la parte trasera de este habitáculo había una plataforma que podía descender hasta el suelo, y en la parte delantera, había otra plataforma (la que colapsó), que se podía elevar por encima del techo de la cabina del conductor una altura de 1,20 m. Esta plataforma apoyaba en el avión sobre un rodillo que tenía en su parte anterior, sin que existiera ningún elemento que sirviera como anclaje de seguridad.

La placa de características del vehículo no registraba la carga total que podía soportar la plataforma que se desprendió, aunque sí el peso máximo autorizado del camión, que era 9.400 kg.

La empresa de asistencia en tierra contaba con otros tres vehículos operando en el aeropuerto destinados al embarque de pasajeros, los cuales, eran distintos al vehículo causante del accidente. Se da la circunstancia de que el citado camión había sido utilizado originalmente para el servicio de catering, y que había sido readaptado para el transporte de pasajeros con movilidad reducida después de hacerle una serie de modificaciones que afectaron a la parte trasera y a la carrocería en los años 1994 y 1995.

Desde el año 2000 tenía un amplio historial de acciones correctivas de mantenimiento que afectaron a una amplia variedad de sus componentes, pero no al estado de los paneles de madera de la plataforma delantera ni a los remaches.



Figura 2. Vistas frontal y lateral del vehículo

El vehículo solamente transitaba por el recinto aeroportuario y nunca por vías públicas por lo que no estaba obligado a estar matriculado y carecía por tanto de matrícula oficial (Artículo 2 de La Ley sobre Tráfico, Circulación de Vehículos a Motor y Seguridad Vial). Tampoco había pasado la Inspección Técnica de Vehículos por no estar obligado a ello como consecuencia de no estar matriculado (Artículo 10.1 del Reglamento General de Vehículos).

Se constató que fue revisado desde el año 2001 hasta el año 2005 con una periodicidad anual por parte de una empresa acreditada por la ENAC (Empresa Nacional de acreditación) para realizar inspecciones de seguridad en máquinas. Durante estas inspecciones, denominadas «Inspección Técnica de Equipos Aeroportuarios», se hicieron comprobaciones visuales de la carrocería, los ejes traseros y delanteros y el chasis con sus soportes y fijaciones y no se reflejó ninguna anomalía en las actas de inspección correspondientes.

1.3. Inspección posterior al accidente

La plataforma que se desprendió estaba cogida a la cabina de pasajeros del camión por un marco que se hallaba sujeto en su parte superior horizontal por doce remaches y en los laterales verticales por otros doce, de los cuales once estaban situados en la línea vertical y otro más situado formando un triángulo con los dos remaches más altos y por delante de ellos. Todos estaban tan corroídos que algunos habían desaparecido totalmente, y otros solamente conservaban la cabeza. Los remaches, iban clavados sobre los tableros de madera de la cabina de pasajeros, la cual estaba totalmente deteriorada por la carcoma.

El estado general del vehículo presentaba un importante deterioro, pudiéndose constatar que había corrosión en todos sus elementos metálicos, y carcoma en todas las partes de madera. En el lateral de la plataforma trasera se podía apreciar un cordón de soldadura en una de las barras que se utilizan como pasamanos, que estaba con



Figura 3. Detalles del marco de la parte superior de la cabina

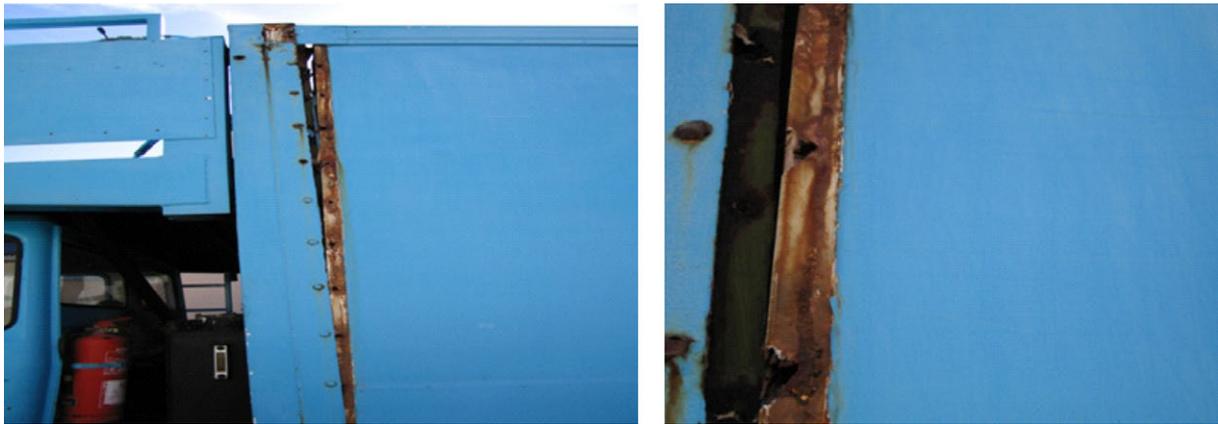


Figura 4. Detalles del lado izquierdo de la cabina

corrosión a la vista. La cabina de pasajeros del camión iba montada sobre un bastidor que tenía cuatro vigas transversales a lo largo de su longitud. La unión de varias de estas vigas con el bastidor presentaba una importante falta de material debido a la corrosión, de manera que alguno de los apoyos quedaba en el aire como se puede observar en la figura 5. También los bajos del vehículo tanto en el interior de la cabina del conductor, como en la cabina de pasajeros presentaban corrosión y falta de material.



Figura 5. Detalles de la unión de las vigas transversales con el bastidor

1.4. Información sobre organización y gestión de los servicios de asistencia en tierra

La prestación de los servicios aeroportuarios de asistencia en tierra en los aeropuertos de interés general está regulada por el Real Decreto 1161/1999, de 2 de julio.

Según el artículo 9 del mismo, para poder realizar la prestación es necesario tener una autorización como agente de asistencia en tierra expedida por la DGAC por un periodo

de siete años que puede ser renovado en base a unas condiciones que deben de ser mantenidas todo el tiempo durante el cual la autorización esté en vigor.

Se establecen en el artículo 10 del Real Decreto una serie de condiciones de carácter económico y administrativo para obtener esa autorización y además se especifica que los servicios de asistencia en tierra «deberán ejercer su actividad de acuerdo con las normas de seguridad aeroportuaria, de protección de las personas, instalaciones, equipos y aeronaves y con la reglamentación técnica sobre seguridad del transporte aéreo».

La empresa INEUROPA HANDLING disponía de autorización como agente de asistencia en tierra desde junio de 2000. La DGAC no ha aportado evidencia de las normas y reglamentación técnica específica que es exigible a las empresas de asistencia en tierra de acuerdo con los requisitos del real decreto.

El artículo 14 expresa que la selección de los agentes de asistencia en tierra corresponderá a AENA, organismo este que tendrá que convocar una licitación en la cual podrán participar los interesados que tengan condición de agentes de asistencia en tierra de acuerdo con la autorización expedida por la DGAC. La licitación se deberá de llevar a cabo en cada caso, basándose en un pliego de cláusulas que fijan las condiciones del contrato.

En el caso del Aeropuerto de Tenerife sur, AENA publicó el «pliego de cláusulas para la prestación del servicio de asistencia en tierra de las aeronaves y pasajeros como segundo concesionario de los aeropuertos de Tenerife» en mayo de 1994. El contrato con la empresa INEUROPA HANDLING se firmó el 3 de octubre de 1994 y el 20 de octubre de 1997 se firmó un anexo al mismo, de manera que en total, el servicio se estuvo prestando desde el 7 de noviembre de 1994 hasta el 28 de enero de 2007.

En la cláusula 10 del pliego se dice que «Los equipos e instalaciones deberán estar en perfecto estado de uso, de forma que su funcionalidad y seguridad no resulte disminuida...», y también se añade que «el concesionario deberá dar cuenta, preferiblemente de inmediato y nunca en un plazo mayor de siete días, a la dirección de los aeropuertos siempre que los equipos o instalaciones queden fuera de servicio o disminuida su funcionalidad o seguridad».

Entre la documentación que aportó la empresa para la adjudicación del concurso en el Tomo III - Documentación Técnica, concretamente en el Apartado B – Metodología del Trabajo, se decía que «se dispondrá de personal especializado y de los recursos materiales o equipos que garanticen la calidad del servicio» (Atenciones Especiales – 2.3), y que «a las personas con movilidad reducida les acompañará personal especializado con el equipo adecuado» (Procesos de Trabajo - 3.8 y 3.9).

Por otra parte en la cláusula 21 del contrato se expresa que *AENA ejercerá el control y la inspección del servicio a través de la dirección de la unidad aeroportuaria.*

El aeropuerto informó que la empresa de asistencia en tierra no había comunicado previamente ninguna anomalía respecto al estado en que se encontraba el vehículo causante del accidente. La investigación no ha conseguido evidencia de que AENA realizara evaluaciones o inspecciones a la empresa INEUROPA HANDLING.

Se averiguó que existía la Norma EN-12312-14 de AENOR de 4 de octubre de 2006 titulada «Equipos de tierra para aeronaves. Requisitos específicos. Parte 14. Vehículos de embarque de pasajeros discapacitados/incapacitados» (ratificada por AENOR en marzo de 2007), que regula cuales son las condiciones de diseño y fabricación de los equipos, pero que en dicha norma no se recogen instrucciones para el mantenimiento y cumplimiento permanente de las condiciones de operatividad más allá de las que se exigen para el diseño y la fabricación.

2. ANÁLISIS

Como reveló la inspección posterior al accidente, el estado en el que se encontraba el vehículo que se utilizaba para el embarque de pasajeros con movilidad reducida en el Aeropuerto de Tenerife Sur, indicaba que su deterioro era considerable y que necesariamente tenía que venir prolongándose desde bastante tiempo atrás y planteaba serias dudas acerca de si tal vez las revisiones a las que había sido sometido se realizaron de manera rutinaria, superficial y con carencia de criterios técnicos. Respecto a este vehículo en concreto, se puede afirmar que no estaba en condiciones de uso, de forma que su funcionalidad y seguridad resultaban disminuidas.

Entre otras cosas, se echó de menos que existiera en el vehículo una indicación claramente visible de cuál era el peso máximo que podía soportar la plataforma de embarque de pasajeros, o en su defecto cuál era el número máximo de personas estimado que podían situarse sobre ella al mismo tiempo. En cualquier caso y a tenor de los datos analizados no parece que existiera un exceso de peso que sobrepasase los límites de carga que en condiciones normales podía soportar la plataforma, sino que ésta colapsó debido a un deterioro significativo de los elementos de anclaje y sujeción.

Durante el transcurso de la investigación no se pudo averiguar en qué criterio técnico se basa la DGAC para conceder la autorización como agente de asistencia en tierra. No fue posible tampoco determinar cuales son los mecanismos de control que permiten asegurar que una empresa de asistencia en tierra ejerce su actividad *de acuerdo con normas y reglamentación técnica que no están especificadas y tampoco existe evidencia de que AENA realice inspecciones sobre los servicios prestados por los agentes de asistencia en tierra en los aeropuertos.*

Analizada toda la documentación que aportó la empresa acerca de las inspecciones y el mantenimiento del vehículo, se puede afirmar que en el aspecto formal había existido un mantenimiento preventivo del mismo y un seguimiento en cuanto a la

documentación generada, sin embargo ese sistema no había garantizado que el vehículo estuviera en condiciones idóneas para el servicio.

3. CONCLUSIONES

Se ha determinado que el colapso de la plataforma del vehículo de asistencia en tierra se produjo porque los remaches de anclaje estaban corroídos y la estructura de madera a la que iban sujetos, carcomida. Ambas circunstancias eran consecuencia del alto grado de deterioro que presentaba el vehículo, en cuanto a corrosión y carcoma generalizadas. Se considera que han contribuido a esta situación un deficiente mantenimiento del vehículo por parte de INEUROPA HANDLING y un deficiente control por parte de AENA.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 19/09. Se recomienda conjuntamente a la DGAC y a AESA que, como complemento al Real Decreto 1161/1999, de 2 de julio que regula la prestación de servicios de asistencia en tierra (handling), establezcan los requisitos técnicos concretos que deben cumplir los agentes de asistencia en tierra que pretendan ser autorizados.

REC 20/09. Se recomienda conjuntamente a la DGAC y a AESA que definan las especificaciones técnicas que deben de cumplir los equipos de asistencia en tierra (handling) en los aeropuertos en cuanto a su fabricación y mantenimiento.

REC 21/09. Se recomienda a AENA que desarrolle un procedimiento que asegure el cumplimiento de las prescripciones técnicas recogidas en los concursos de adjudicación por parte de los agentes de asistencia en tierra (handling), mediante el control efectivo tanto de los recursos humanos, como del estado de los equipos, vehículos y materiales asignados al servicio en cada aeropuerto.

AENA ha aceptado esta recomendación y ha informado que en los nuevos pliegos de los contratos de asistencia en tierra se había incluido un procedimiento para asegurar el cumplimiento por parte de los agentes contratados de lo establecido en ellos, aportando ejemplos que confirman la implantación de esta medida.

AENA también informó que se había iniciado un proceso de revisión de las inspecciones técnicas aeronáuticas (ITA) que realizaban a los vehículos de los agentes de asistencia en tierra y que se trabajaba en la confección de un procedimiento renovado.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 21 de junio de 2007; 18:40 h local¹
Lugar	Abanilla (Murcia)

AERONAVE

Matrícula	EC-HYM
Tipo y modelo	BELL 412
Explotador	Helicópteros del Sureste, S. A.

Motores

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

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad/nacionalidad	50 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero CPL(H)
Total horas de vuelo	5.040 h
Horas de vuelo en el tipo	2.951 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 – Extinción de incendios
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	28 de mayo de 2009
---------------------	---------------------------

¹ Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local. Para obtener las horas UTC es necesario restar dos horas a la hora local.

1.- INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1.- Descripción del suceso

El helicóptero estaba participando en la extinción de un incendio forestal en la sierra de El Cantón, situada al norte de la pedanía de Mascivenda, en el término municipal de Abanilla (Murcia). A bordo iba el piloto, que estaba utilizando un helibalde para realizar las descargas de agua. Tras efectuar varias descargas dejó el helibalde en el suelo, en un terreno cercano al incendio, el cual tenía una superficie irregular y con una ligera pendiente. A continuación embarcó el técnico de mantenimiento y se dirigieron a repostar combustible a su base en Alcantarilla (Murcia).

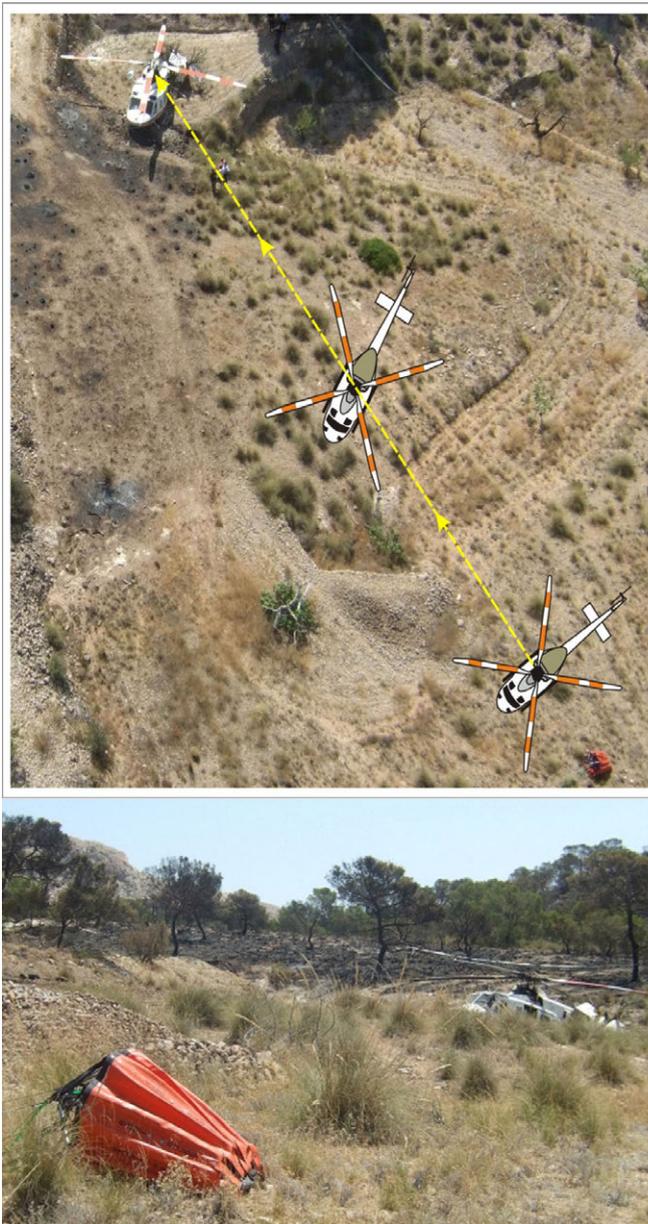


Figura 1. Posiciones relativas del helicóptero y helibalde

Después de repostar, volvieron para recoger el helibalde y aterrizaron. El mecánico descendió con la intención de enganchar el helibalde y se situó por delante del helicóptero. En ese momento, mientras la aeronave estaba posada en el suelo pero con cierta sustentación (el colectivo no estaba completamente abajo y asegurado), comenzó a sufrir una serie de vibraciones en vertical. Según declaró el piloto, decidió ascender para tratar de eliminar las vibraciones, pero a la vista de que no desaparecían, intentó tomar tierra de nuevo, y para ello se desplazó lateralmente una distancia aproximada de 50 m (véase Figura 1) por un terreno que tenía una pendiente aproximada de 8° . Durante esa operación las palas de los dos rotores golpearon contra un árbol y el helicóptero cayó al suelo en un punto de coordenadas $38^\circ 16' 37''$ N, $1^\circ 0' 20''$ W, quedando con el morro orientado hacia el noroeste. Como consecuencia del impacto se originó un incendio que afectó a parte de la cabina de pasajeros y al motor, pero fue sofocado inmediatamente por algunos de los medios que había en la zona.

El piloto resultó ileso y abandonó la aeronave por sus propios medios.

La aeronave sufrió daños importantes localizados en el rotor principal, dos de cuyas palas (azul y amarilla) resultaron muy afectadas, en el cono de cola, cuya mitad trasera se desprendió, y en los patines que forman el tren de aterrizaje.

Según la información facilitada por la AEMET, en la zona había un viento de 14 kt de dirección sur con rachas de hasta 25 kt.

1.2. Información sobre la aeronave

El helicóptero Bell 412 se fabricó en 1981 con número de serie 33045 y estaba dotado de dos motores PRATT & WHITNEY PT6T-3B. Tenía un certificado de aeronavegabilidad de tipo normal en vigor.

Esta aeronave estuvo volando en Centroamérica desde 1982 a 1985 un total de 950 horas. Posteriormente estuvo 16 años parado, hasta que en 2001 se llevó a Canadá para su puesta a punto, empezando poco después su actividad en España, acumulando un total de 2.100 h de vuelo durante los siguientes 6 años, hasta el momento del accidente. Este tipo de helicópteros tiene un Sistema Automático de Control de Vuelo (AFCS), que puede trabajar en modo SAS, para mantener la estabilidad en vuelo, o en modo ATT para mantener la actitud.

El manual de vuelo establece que la máxima velocidad de viento permitida es 35 kt (véase Figura 2) para una altitud de densidad igual o inferior a 3.000 ft cuando el viento incide desde el cuadrante trasero izquierdo ó con un ángulo de entre 45° y 105°. También indica que en vuelo estacionario cuando el helicóptero está sometido al efecto suelo, el movimiento longitudinal de la palanca del cíclico es crítico cuando el viento incide en ese mismo rango de ángulos, y puede interferir en el funcionamiento del AFCS si éste está trabajando en el modo ATT. Durante la investigación no se pudo determinar en qué modo estaba trabajando el sistema.

En el momento del accidente el manual de vuelo también establecía como limitaciones del helicóptero para el aterrizaje una pendiente

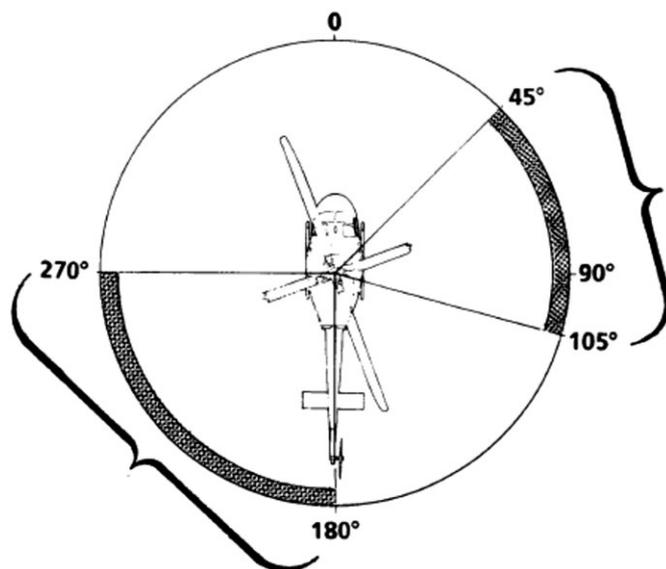


Figura 2. Limitaciones por viento

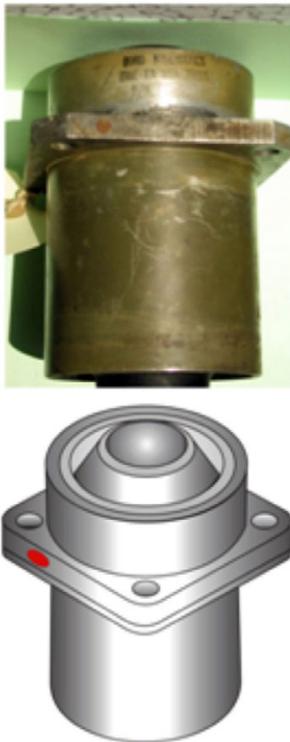


Figura 3. Parte de un montante

lateral de 10°. El 31 de octubre de 2007, hubo una revisión del manual, en la que se mantenía la limitación de pendiente lateral, pero se añadía una limitación de la pendiente longitudinal máxima de 4°. También incluía una nota de precaución indicando que las condiciones de viento, la situación del centro de gravedad y las características de la superficie podían reducir esos valores por debajo de los máximos publicados.

En este helicóptero, la transmisión va conectada a la estructura por dos dispositivos diferentes. Uno de ellos, el accesorio principal (lift-link) es el que conecta directamente la caja de transmisión a la estructura, y está diseñado para absorber todas las cargas entre el rotor y la estructura. Es de acero forjado e incorpora un cojinete en el extremo. El otro elemento lo constituyen cuatro conjuntos de soportes (pylon isolation mounts) que van situados debajo de las cuatro esquinas de la caja de transmisión, unidos a ella, y sujetos además a la estructura del helicóptero por cuatro tornillos cada uno. Estos tornillos tienen diferentes longitudes (dos largos y dos cortos). Los soportes están diseñados para aislar las vibraciones del rotor impidiendo que se transmitan a la estructura. Para ello albergan en su interior un elastómero. Entre la estructura y el

montante hay una pieza de sujeción (spacer) que sirve para fijar el montante en una posición determinada. Cada conjunto de montante está constituido por la pieza que alberga al elastómero en su interior, el espaciador y los tornillos.

El manual de mantenimiento recomienda reemplazar los montantes cuando aparezcan vibraciones por si pudieran estar defectuosos y cuando existan evidencias de un mal funcionamiento. También proporciona un procedimiento de chequeo para determinar el estado de los montantes y si deben de ser reemplazados.

El operador informó que no tenía constancia de la aparición de vibraciones con anterioridad al accidente, ni había notado evidencias de un mal funcionamiento, y que durante las inspecciones visuales realizadas no se observó ninguna anomalía, por lo que no se consideró necesario aplicar dicho procedimiento.

El 20 de julio de 1992, el fabricante editó el Boletín Técnico N° 412-92-111, que afectaba a un número determinado de helicópteros con números de serie entre los que se encontraba el 33045, en el cual se recomendaba sustituir los montantes con Part Number 204-031-927-105 por los de Part Number 204-031-927-107, porque mejoraban el comportamiento en cuanto a la absorción de vibraciones transmitidas por el rotor principal. Según el boletín, para llevar a cabo la sustitución no era necesario que hubiera acumulado un número de horas de vuelo, pero si había que tener en cuenta que los montantes de ambos tipos no se podían mezclar.

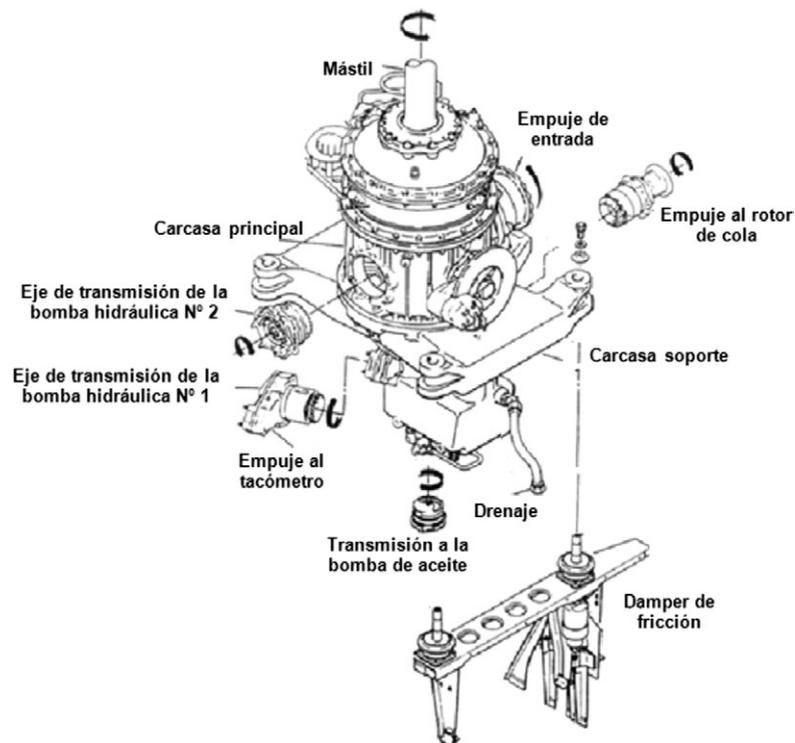


Figura 4. Soporte de unión de la estructura y la transmisión

1.3. Examen de los restos

En la inspección posterior al accidente se comprobó que la fricción del mando colectivo, que solamente puede ser regulada durante las labores de mantenimiento, estaba en el entorno del límite mínimo exigible, y también que los controles de vuelo de la aeronave transmitían adecuadamente su movimiento al rotor principal, el cual se encontraba dentro de los límites establecidos, respecto a holguras y estado de las conexiones (links) para el cambio de paso. No se observaron daños en el cubo de ensamblaje del rotor principal, ni en las uniones de las palas.

El arco trasero del tren de aterrizaje se encontraba en buenas condiciones, pivotando libremente a ambos lados. El tornillo sobre el que pivota el arco no presentaba daños y no se observaron desgastes ni holguras.

Se desmontaron los cuatro conjuntos de montantes, encontrándose que el montante delantero izquierdo tenía cambiados el tornillo delantero izquierdo (corto en vez de largo), y los dos traseros (largos en vez de cortos). El montante trasero derecho también tenía equivocado el tornillo delantero izquierdo (largo en vez de corto). No obstante no se encontraron síntomas de desgaste por frotamiento (fretting) en ninguno de los cuatro conjuntos.

A lo largo de la investigación se constató que durante el tiempo que había estado el helicóptero en servicio en España, no se habían reemplazado los montantes, pero no se tiene constancia si estos eran los que se montaron originalmente cuando se fabricó el helicóptero.

Los cuatro conjuntos de montantes con Part Number 204-031-927-105 (incluyendo los cuatro tornillos que sujetaban a cada uno y las piezas de sujeción) se enviaron al fabricante para su estudio, y se halló que algunos de los tornillos de fijación de los montantes delanteros estaban doblados, aunque todos ellos se ajustaban a los requisitos de dureza de diseño.

El montante delantero izquierdo tenía corrosión en la cara interna de la superficie exterior de su alojamiento, la cual había causado el desprendimiento de parte de la cubierta externa del elastómero.

Se comprobó la profundidad de la grietas de los elastómeros de los montantes y solamente el montante delantero izquierdo estaba dentro de los márgenes establecidos (el manual de mantenimiento dice que los montantes deben de sustituirse si la profundidad de las grietas es superior a 0,25").

Al medir la distancia (la altura) entre el extremo superior de la parte interna del montante y el extremo superior de la parte externa, se constató que ninguno de los cuatro montantes cumplía los requisitos de diseño.

También se comprobaron los índices de elasticidad de los montantes, tanto el estático, como el dinámico, y resultó que dos de ellos tenían el índice de elasticidad estático por debajo del rango requerido en al menos una dirección, y tres tenían el índice de elasticidad dinámico no ajustado a los requisitos de diseño. El fabricante informó que aunque los montantes operan en ambas direcciones durante el vuelo en estacionario, el que los índices de elasticidad de algunos de ellos estuvieran por debajo del rango requerido en al menos uno de los ejes, podría ocasionar que cambiase el modo en el que el conjunto de la transmisión amortigua la frecuencia de las vibraciones, y pudiera entrar en resonancia con las vibraciones del rotor principal causando un movimiento lateral excesivo y dificultando el control del helicóptero.

2. ANÁLISIS

En el instante en el que sobrevinieron las vibraciones, el viento incidía en el helicóptero desde el cuadrante trasero izquierdo, con una intensidad, incluidas las ráfagas, que estaba lejos de alcanzar la máxima permitida por lo que no parece que el viento tuviera una influencia determinante en el control cíclico longitudinal que pudiera haber inducido algún tipo de vibración.

En la inspección posterior al accidente se descubrió que algunos de los tornillos que sujetaban a los montantes no estaban adecuadamente colocados. Es importante que los tornillos estén bien colocados, ya que al poner un tornillo corto en la posición de uno largo, roscarán pocos hilos, y el montante quedará mal sujeto, lo que podría provocar su fallo. Al colocar un tornillo largo en el lugar de uno corto, puede hacer que el cuello del tornillo alcance la rosca de la hembra, antes de haberse alcanzado el apriete necesario, con lo que al seguir atornillando, la zona del cuello interferirá con los hilos de rosca de la hembra, produciendo daños en ambos. Esto puede dar lugar a que se alcance el par de apriete del tornillo solo por la fricción de los hilos de rosca sobre el cuello, haciendo que el montante no quede bien sujeto y como consecuencia aparezca desgaste por frotamiento (fretting). En este caso no se encontró desgaste en ninguno de los cuatro conjuntos, por lo que a pesar de la importancia que tiene el que los tornillos estén montados en el lugar correcto, no parece que en el momento del accidente se hubieran alcanzado unas condiciones de deterioro tales que el hecho de que algunos tornillos estuvieran cambiados de posición hubiera tenido influencia directa en la aparición de las vibraciones.

Sin embargo sí hubo dos factores que probablemente causaron la aparición de las vibraciones.

Uno de ellos fue el deterioro que presentaban los cuatro conjuntos de montantes, ya que alguno de ellos tenía corrosión en su diámetro interior y había causado un importante deterioro en el elastómero, lo que les había situado fuera de las especificaciones de diseño. Es muy posible que la corrosión se hubiera originado porque hubiera entrado agua en los montantes durante todo el tiempo que el helicóptero estuvo inactivo debido a que no hubiera estado preservado adecuadamente y que este hecho también hubiera contribuido a que el índice de elasticidad de alguno de los montantes estuviera por debajo de lo requerido en al menos una dirección.

El otro factor fue el hecho de que cuando aterrizó para dejar el helibalde, lo hizo sobre un terreno situado en pendiente, con una superficie no homogénea y en unas condiciones de viento desfavorables. Aunque el día del accidente no había definida en el manual de vuelo ninguna limitación para la pendiente longitudinal, el hecho de que muy poco tiempo después el fabricante hiciera una modificación del manual imponiendo una limitación de 4° sería indicativo de lo sensible que resulta el helicóptero a este factor.

3. CONCLUSIÓN

Se considera que la causa del accidente fue la aparición de vibraciones que dificultaron el control del helicóptero y degradaron las condiciones de vuelo, lo cual obligó al piloto a realizar un aterrizaje inmediato que tuvo como consecuencia el impacto contra un árbol.

La aparición de vibraciones verticales se pudo producir como conjunción de dos factores:

- La pérdida de capacidad de los montantes para absorber las vibraciones que el giro del rotor transmite a la estructura como consecuencia de la disminución de las características mecánicas del conjunto, presentando grietas y corrosión en el interior de una de sus piezas.
- El aterrizaje previo sobre un terreno de superficie irregular con una pendiente mayor a la que establecen las limitaciones del helicóptero y en condiciones de viento desfavorables.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 14 de agosto de 2007; 20:13 h local
Lugar	Tíjola (Almería)

AERONAVES

	Aeronave 1	Aeronave 2
Matrícula	EC-JNP	EC-GPA
Tipo y modelo	AGUSTA BELL AB 412	BELL HELICOPTER B 412
Explotador	FAASA	Helisureste

Motores

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

TRIPULACIÓN

Pilotos al mando

Edad	39 años	55 años
Licencia	CPL(H)	CPL(H)
Total horas de vuelo	1.900 h	8.230 h
Horas de vuelo en el tipo	25 h	600 h

LESIONES

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

DAÑOS

Aeronave	Destruida	Importantes
Otros daños	Impermeabilización de la balsa	N/A

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

Fecha de aprobación	1 de octubre de 2009
---------------------	-----------------------------

¹ Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local. Para obtener las horas UTC es necesario restar dos horas a la hora local.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

Los helicópteros AB 412 (D-1¹) con matrícula EC-JNP y Bell 412 (H-4¹) con matrícula EC-GPA, participaban en la extinción de un incendio, situado en la parte alta de una loma, y ambos lanzaban agua sobre el mismo foco y cargaban el agua de la misma balsa, situada en las proximidades de la loma. En una de las aproximaciones a la balsa, ambos helicópteros coincidieron sobre la misma, produciéndose una colisión entre ambos. Esta operación formaba parte del dispositivo antiincendios del plan INFOCA correspondiente al año 2007 de la Consejería de Medio Ambiente de la Junta de Andalucía.

Tras el impacto el D-1 cayó a la balsa y se incendió y el H-4, que había perdido parte de su tren de aterrizaje, pudo efectuar un aterrizaje de emergencia en un terreno próximo.

En el incendio participaban un total de siete helicópteros y tres aviones. Uno de estos aviones, identificado como S-2, estaba dedicado a coordinar el movimiento de los medios aéreos en el interior del perímetro del incendio.

1.2. Lesiones de personas

El comandante del D-1 resultó herido grave por ingestión de líquidos.

1.3. Daños a las aeronaves

EL helicóptero D-1 tenía las palas del rotor principal rotas por impactos, la estructura del cono de cola doblada, parte del carenado del costado izquierdo desaparecido por el fuego y el motor número 1 junto con el compartimento de la caja de transmisión y la zona de depósitos de combustible afectados por el fuego. El motor número 2 quedó sumergido en el agua.

El helicóptero H-4 presentaba daños en el tren de aterrizaje, con parte de



Figura 1. Corte de los cables del helibalde

¹ Identificación en las comunicaciones internas del incendio.

los patines y de los travesaños seccionados por impactos. El helibalde que transportaba éste helicóptero tenía seccionados los cables de enganche, el de control de apertura y la tubería de inyección del espumante junto al gancho de unión al helicóptero.

1.4. Información personal

El comandante del helicóptero D-1 poseía las habilitaciones de tipo del helicóptero B 412² y la agroforestal-sólo incendios y el otro tripulante que iba a bordo y que realizaba funciones de operador de radio, poseía el título de piloto comercial de helicóptero y la habilitación de tipo del helicóptero Robinson R 22.

El comandante del helicóptero H-4, único ocupante a bordo, poseía las habilitaciones de tipo del helicóptero B 412 y la agroforestal-sólo incendios.

A bordo del avión de coordinación (S-2), junto con el piloto iban dos técnicos forestales de la Consejería de Medio Ambiente de la Junta de Andalucía encargados de controlar el área del incendio y distribuir y coordinar las distintas tareas de los medios aéreos. Uno de estos técnicos estaba en periodo de formación bajo la tutela del otro técnico y ésta era la segunda campaña en la que trabajaba. El técnico más experto tenía una experiencia de siete campañas. Estas personas no poseían titulación aeronáutica.

1.5. Información de aeronaves

Los dos helicópteros, de características y dimensiones prácticamente iguales, estaban mantenidos de acuerdo a sus programas aprobados.

Ambos helicópteros transportaban en sus respectivos ganchos de carga un helibalde para la carga, transporte y lanzamiento de agua.

Ambos helicópteros disponen de una ventana situada sobre la cabeza de los puestos de pilotaje para observar posibles tráfico que interfiriesen trayectorias de despegues o ascensos.

1.6. Información meteorológica

La información meteorológica aportada por testigos era de visibilidad buena, viento entre 4 y 8 kt y 25 °C de temperatura.

² La habilitación anotada en su Licencia es la del B212/412, que corresponde también al modelo de helicóptero Agusta Bell 412, según el Apéndice 1 al JAR-FCL 2.220, aprobado por OM 3811/2004 (BOE, núm. 281 de 2004).

1.7. Ayudas para la navegación

Ambos helicópteros contaban con la ayuda para la navegación de un GPS instalado a bordo.

1.8. Comunicaciones

En el área de extinción, la comunicación entre los diferentes medios aéreos y el coordinador aéreo se realizaba en la frecuencia 123,425 MHz sintonizada por ambos helicópteros. Además disponían de un equipo de radio con los canales 10 y 14 presintonizados para comunicación tierra-aire.

Ambos helicópteros contaban con otro equipo de radio en banda aeronáutica no utilizado en la extinción de incendio.

No se había determinado ningún punto o zona de intercomunicación entre ambos helicópteros.

1.9. Información sobre la balsa de carga de agua y la zona de descarga en el incendio

La balsa utilizada por los pilotos para la carga de agua ocupa una superficie de 220 m² aproximadamente, espacio que no permite la operación simultánea de más de un helicóptero.

La zona de descarga en el foco del incendio se hallaba en la parte más elevada de una loma aledaña a la balsa. Entre la balsa y el foco del incendio existía una diferencia de altitud de 400 m, aproximadamente y no había línea de vista entre ambos lugares.

El perfil del terreno de la zona próxima a la balsa es irregular. En esa zona se abandona la parte llana de cultivo que constituye la vega del río y el terreno se va elevando hasta la cota de los cerros en los que se encontraba activo el incendio.

1.10. Registradores de vuelo

Ambos helicópteros tenían instalado y activado un sistema de localización denominado «Sistema de Seguimiento de Flota». Dicho sistema consta de una baliza basada en GPS, instalada en el helicóptero, que emite vía telefónica los siguientes datos: tiempo horario en UTC (horas, minutos y segundos), coordenadas geográficas de su posición, altura, rumbo y velocidad sobre el terreno. Este último dato es calculado a partir de las coordenadas de las posiciones y del tiempo transcurrido entre medidas consecutivas.

La emisión de los datos desde el helicóptero al Centro de Operaciones de la compañía es programable y oscila entre los 20 y 30 segundos. La fiabilidad de la transmisión está en función de la existencia o no de la cobertura telefónica. En el Centro de Operaciones se registran los datos recibidos.

1.11. Información sobre los restos de las aeronaves siniestradas y el impacto

1.11.1. Helicóptero D-1 y helibalde

El helicóptero D-1 quedó volcado sobre su costado derecho en el fondo de la balsa, quedando parte de la estructura de cola y el rotor de cola sobre uno de los muros de la misma. Su helibalde también quedó sumergido en el agua.

1.11.2. Helicóptero H-4 y helibalde

El helicóptero H-4 perdió en vuelo parte de sus patines que cayeron en el lateral de la balsa y el helicóptero, tras el aterrizaje, quedó apoyado sobre la parte inferior de la cabina, sin que se produjera vuelco.

Los restos del helibalde de este helicóptero, desprendido en vuelo, quedaron posados sobre el talud del muro donde apoyaba la cola del otro helicóptero. El saco del helibalde estaba en la parte más baja del talud y los cables y el trozo del gancho desprendidos se hallaban extendidos hasta la parte superior del talud.

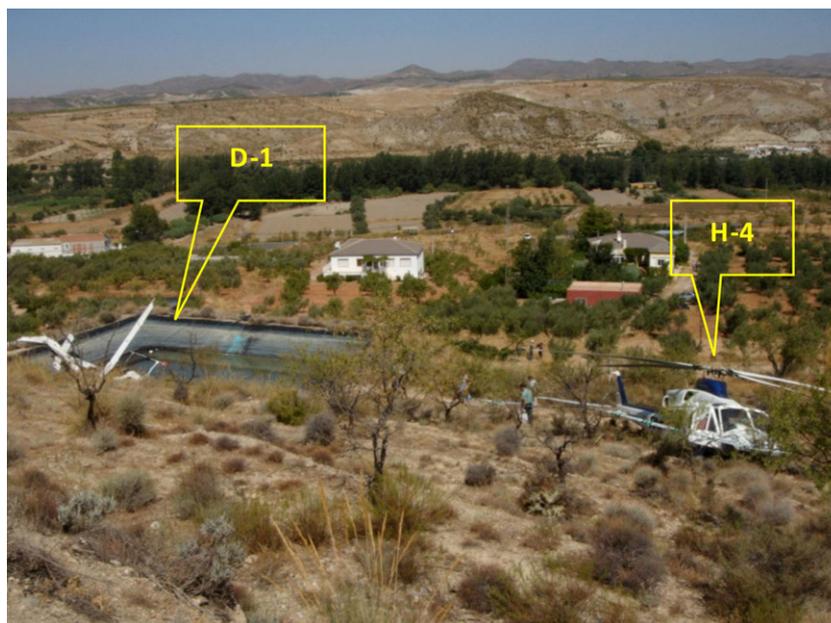


Figura 2. Restos de los helicópteros

1.12. Incendio

El helicóptero D-1 sufrió un incendio tras su caída a la balsa que fue apagado por las descargas de agua realizadas por otro helicóptero que intervenía en la operación.

1.13. Aspectos de supervivencia

El comandante del D-1 perdió el conocimiento y tuvo que ser auxiliado por algunos de los testigos que se encontraban al lado de la balsa. Estos se arrojaron y consiguieron extraerlo del agua. El otro tripulante salió de la balsa por sus propios medios. Antes intentó ayudar al comandante, pero no pudo dado que él mismo estaba aturdido por el impacto.

1.14. Ensayos e investigación

1.14.1. Declaraciones

1.14.1.1. Comandante del D-1

Informó que siempre notificaban por radio la salida de la balsa tras haber cargado agua.

En el momento del suceso se hallaban elevándose con el helibalde cargado de agua. Mientras que el otro tripulante vigilaba el instrumento de par motor (torque), él miraba fuera para mantener la aeronave estable mientras se elevaba hasta poder coger sustentación traslacional, hecho que no sucedió al sentir una sacudida que calificó como brutal, seguida de fortísimas vibraciones y a continuación perder el conocimiento.

En ningún momento ni él ni el otro tripulante fueron conscientes que el helicóptero H-4 estaba tras ellos y tan cercano.

1.14.1.2. Tripulante del D-1

Informó que el tiempo medio para cargar de agua el helibalde era aproximadamente de 15 segundos y que notificaban siempre en el tramo de aproximación final hacia la balsa, saliendo de la misma y en el tramo final para la descarga.

Para la entrada a la balsa realizaban un tráfico a la izquierda de acuerdo a la siguiente descripción: tramo de viento cruzado hasta pasar la carretera cercana y paralela a la línea de alta tensión y a la balsa; tramo de viento en cola paralelos a la carretera; tramo de base hasta cruzar la línea de alta tensión y tramo final.

En el momento del suceso se hallaban dentro de la balsa cargando agua sin que ningún helicóptero notificase que se hallaba a su cola. Sintieron un impacto en el rotor principal,

vibraciones muy fuertes en cabina y el impacto contra el agua y casi inmediatamente el helicóptero se hundió al fondo de la balsa.

1.14.1.3. Piloto del helicóptero H-4

Llegó a la zona del incendio más tarde que el D-1 y acordó con él ser el segundo en las cargas y descargas de agua.

En el último circuito cargó agua y se aproximó al incendio donde tenía a la vista al D-1. Este último descargó el agua sobre el incendio y abandonó la zona, perdiendo el contacto visual con él. Realizó su descarga, se dirigió hacia la balsa y cuando la tuvo a la vista procedió hacia ella. No observó la presencia del otro helicóptero.

Una vez sobre la balsa comenzó el descenso y en ese instante escuchó un fuerte golpe decidiendo aterrizar un poco más adelante.

Al descender del helicóptero vio otro helicóptero caído dentro de la balsa y se aproximó para auxiliar.

1.14.1.4. Piloto del helicóptero E-1 (Agusta A-119)

El piloto de uno de los helicópteros que también intervenía en la sofocación del incendio informó que volaba con rumbo norte hacia otra balsa situada al este de la del suceso cuando se sorprendió al observar como el helicóptero H-4 se aproximaba hacia la cola del D-1 que estaba cargando agua. Mientras él avanzaba, el H-4 se aproximó de forma peligrosa hasta situarse en la vertical del D-1. Ralentizó su velocidad y viró a la izquierda cuando vio caer un helibalde a la balsa. En ese momento escuchó en la radio dos veces la palabra «mayday» y vio como uno de los dos helicópteros caía dentro de la balsa.

1.14.1.5. Otros testigos

Un testigo presencial informó que el D-1 procedía desde el oeste hacia la balsa y aparentemente llegó por delante y por debajo del H-4. Los rumbos de llegada eran convergentes.

Otro testigo presencial comentó que vio llegar al D-1 e inmediatamente llegó el H-4 sin que fuese capaz de precisar la diferencia de tiempo, aunque insistió en que las llegadas de los dos helicópteros fueron prácticamente simultáneas.

Otro testigo aportó una fotografía (véase Figura 3) tomada instantes antes de producirse el choque entre los dos helicópteros.



Figura 3. Foto tomada por un testigo

1.14.2. Circuitos de vuelo

Como circuito de vuelo se ha definido la trayectoria descrita por los helicópteros en vuelo desde la balsa donde cargaban el agua (altitud de 740 m), su traslado hasta la zona de descarga en el incendio (altitud aproximada de 1.160 m) y regreso a dicha balsa.

Con los datos registrados en el Sistema de Seguimiento de Flota de cada helicóptero se han estimado las posibles trayectorias uniendo los puntos de posición que fijan las coordenadas en cada instante y teniendo en cuenta el rumbo y la velocidad en ese momento. En total se analizaron los datos correspondientes a 8 circuitos en los que coincidieron ambos helicópteros. Se comprobó que en cuatro de estos circuitos, incluido el del suceso, las diferencias de tiempo entre la carga de agua de un helicóptero y el otro no excedían de 30 segundos y en los cuatro restantes la diferencia oscilaba entre los 60 y 90 segundos.

En las trayectorias estimadas hasta la balsa de cada uno de los helicópteros se observa que utilizaban dos zonas de aproximación distintas, una cuya dirección es oeste-este, utilizada por el D-1 y la otra cuya dirección es suroeste-noreste, utilizada por el H-4. Las sendas de aproximación del D-1 eran más tendidas que las del H-4. Las rutas de alejamiento de la balsa de ambos helicópteros una vez que cargaban el agua tampoco coincidían.

El último tramo de aproximación a la balsa de los helicópteros previo al choque se ha representado en la figura 4 con indicación de los puntos de posición de la baliza GPS transmitidos por el Sistema de Seguimiento de Flota. De su análisis se deduce que:

- Entre los dos últimos puntos registrados de los transmitidos por el D-1 hay una diferencia de un minuto y dos segundos.
- El D-1 abandonaba la zona del incendio hacia la balsa aproximadamente 50 segundos antes que el H-4.
- Las últimas posiciones registradas de ambos helicópteros estaban muy próximas al borde oeste de la balsa. La diferencia horaria entre los dos puntos era de tres segundos, el rumbo se diferenciaba en 3° y la velocidad en 1 km/h. La altitud del H-1 era 39 m superior a la del D-1.

Tiempo	Helicópteros	Rumbo	Velocidad	Altitud	Distancia a la balsa
18:12:37	D-1	086°	36 km/h	762 m	80 m
18:12:40	H-4	083°	35 km/h	801 m	60 m

- En la última aproximación a la balsa el H-4 mantuvo una mayor altitud que el D-1.

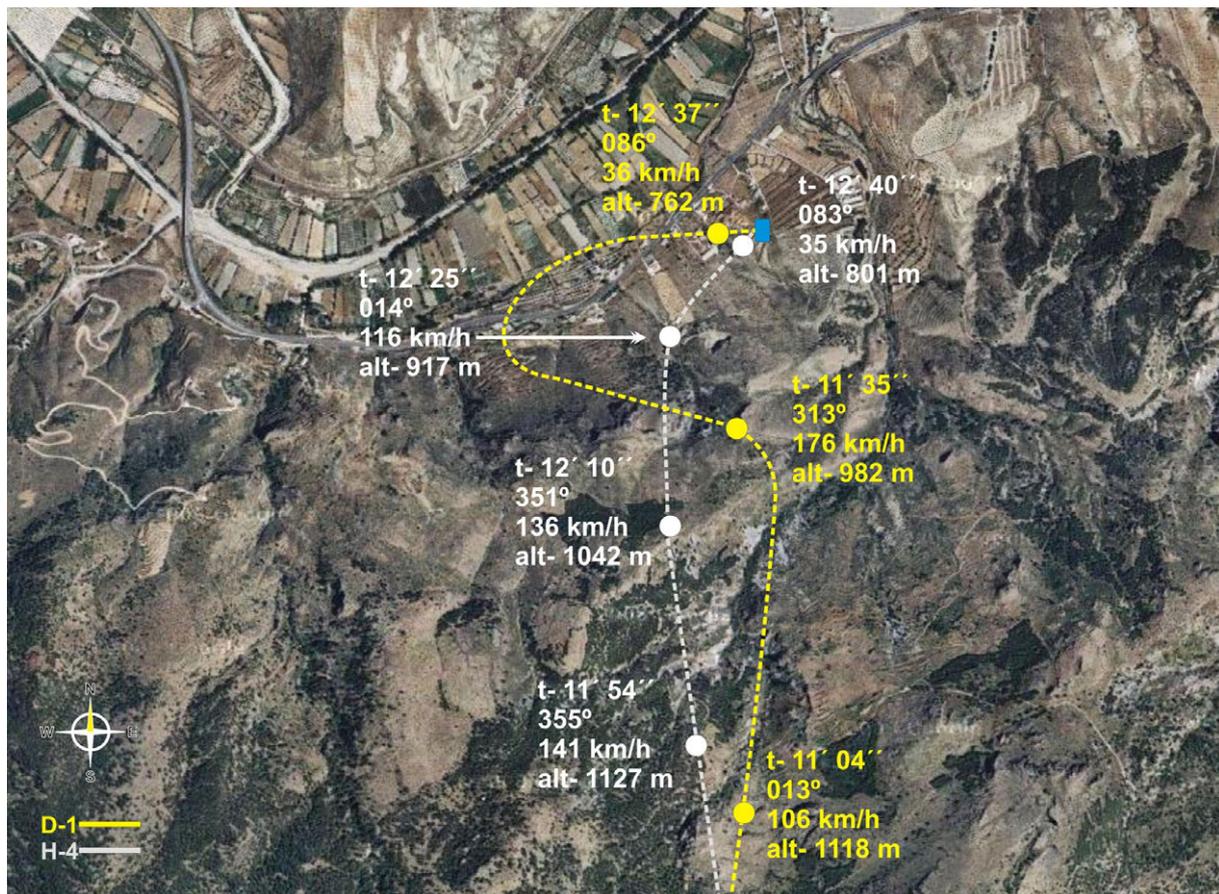


Figura 4. Trayectorias estimadas de la última aproximación a la balsa

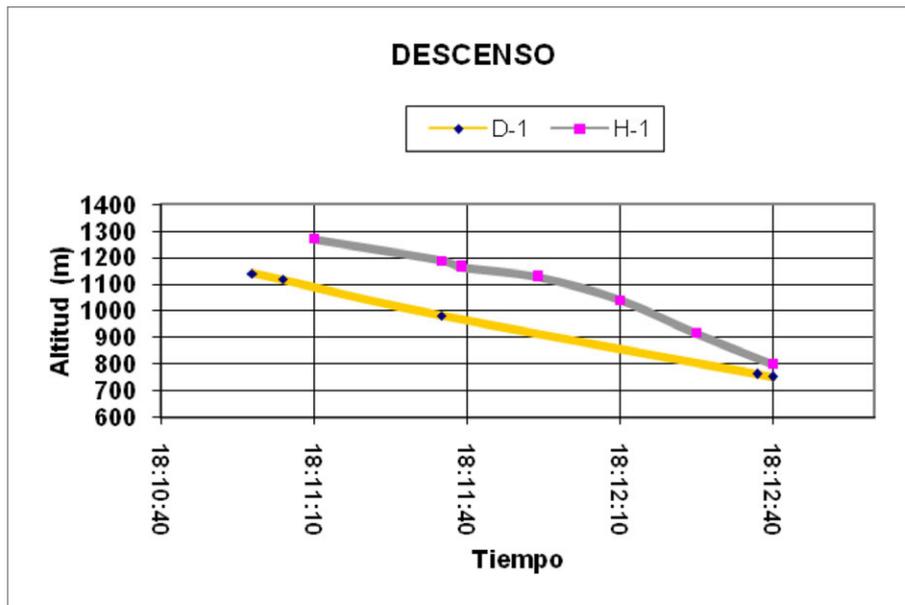


Figura 5. Sendas estimadas de descenso en la última aproximación

1.15. Acciones tomadas por la Junta de Andalucía y los operadores

La Consejería de Medio Ambiente de la Junta de Andalucía, como organismo responsable de la extinción, y los dos operadores involucrados en este suceso han revisado los detalles de una operación de carga de agua simultánea de dos o más helicópteros en una misma balsa y han elaborado un procedimiento operacional. Según el procedimiento se deberán definir unas zonas de sobrevuelo para las maniobras de aproximación a las balsas y de alejamiento posterior tras la carga de agua en las que las aeronaves establecerán comunicación, indicando así su presencia.

La Junta de Andalucía obligará a los operadores aéreos que contrate en la prestación del servicio de lucha contra incendios en su territorio a que apliquen el procedimiento que se ha confeccionado.

2. ANÁLISIS

Ambos pilotos habían acordado realizar un circuito de noria o carrusel³ estableciendo la secuencia que seguirían en las maniobras de carga de agua. Sin embargo, cada uno de los pilotos realizaba su aproximación a la balsa por distinto lugar y con regímenes de descensos diferentes y alturas de vuelo distintas. Tampoco existía una idea muy clara de

³ En el documento «Operaciones Aéreas de extinción de Incendios», elaborado por el Colegio Oficial de Pilotos de la Aviación Comercial (COPAC), se define el circuito de noria o carrusel como la sucesión de helicópteros coordinados entre sí a la vista del que le precede y que actúan en la misma zona o frente, utilizando el mismo punto de agua.

las comunicaciones de posición que se tendrían que realizar. Por otra parte, el contacto visual mutuo en todo el tramo que separaba la balsa del foco del incendio no estaba garantizado y no se habían acordado sobre el terreno las zonas que se deberían sobrevolar y las rutas específicas que seguir entre esos puntos. En estas condiciones, la coincidencia simultánea de ambas aeronaves en una balsa que era de reducidas dimensiones, podía producirse con cierta probabilidad y el riesgo de choque era elevado, como así ocurrió en este caso.

Posteriormente al suceso, las medidas emprendidas por los involucrados en el sentido de definir procedimientos operacionales con el fin de asegurar las separaciones entre aeronaves que tienen que operar al mismo tiempo en un espacio aéreo limitado como es el existente en las zonas afectadas por los incendios forestales, se considera que mejoran la seguridad de este tipo de operaciones. Sin embargo, no parece que sean éstas unas medidas que se adopten de manera unánime en todos los territorios del Estado y por todos los explotadores aéreos que se dedican a esta actividad. Convendría, por tanto, que los operadores aéreos de trabajos de extinción de incendios tuvieran establecidos procedimientos de actuación que contemplaran tanto la participación de varias aeronaves propias al mismo tiempo en el escenario de un incendio como la coordinación con aeronaves de otros operadores que interaccionen en ese mismo escenario. Por ello, se dirige una recomendación de seguridad a la Dirección General de Aviación Civil.

Con el mismo objeto anterior, las diferentes administraciones públicas con responsabilidades en la prestación de servicios de extinción de incendios en sus respectivos ámbitos territoriales deberían tener en cuenta en sus labores de coordinación la existencia y aplicación de procedimientos operacionales en las empresas aéreas contratadas en los que se definan los detalles de las operaciones de carga y descarga de agua y cómo se deben combinar esas pautas cuando aeronaves de varias compañías actúen conjuntamente en operaciones de lucha contra el fuego. Por eso se formula una recomendación de seguridad a la Dirección General del Medio Rural y Política Forestal (DGMRPF) del Ministerio de Medio Ambiente, y Medio Rural y Marino con la pretensión de que se homogenicen las acciones de las Administraciones Autonómicas en esta materia.

3. CONCLUSIONES

El choque de los dos helicópteros sobre la balsa en las que se llevaban a cabo las maniobras de carga de agua se produjo por la contribución de los siguientes factores:

- La ausencia de procedimientos claros, previamente establecidos sobre las rutas de entrada y salida para el aprovisionamiento de agua.
- La ausencia de comunicaciones entre las aeronaves sobre sus respectivas posiciones y de acuerdo previo para el establecimiento de dichas comunicaciones.

- La ausencia de coordinación fuera del perímetro del incendio de los medios aéreos que intervenían en la extinción.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 22/09. Se recomienda a AESA que requiera a los operadores de trabajos aéreos de extinción de incendios que tengan instaurados procedimientos operacionales que contemplen la definición de tramos finales hacia un punto y de despegue ó abandono del mismo en aquellas zonas donde confluyan dos o más helicópteros para el aprovisionamiento o lanzamiento de agua, ya sean del mismo o de distintos operadores.

REC 23/09. Se recomienda a la DGMNYPF que elabore directrices destinadas a las Administraciones Autonómicas en las que se proporcionen guías sobre las condiciones que es conveniente exigir en los contratos públicos de servicios de prevención y extinción de incendios forestales relativas a la existencia y aplicación de procedimientos operacionales en las empresas aéreas en los que se definan los detalles de las operaciones de carga y descarga de agua y tengan en cuenta asimismo cómo deban combinarse esas pautas cuando varias aeronaves de la misma o de distintas compañías actúen conjuntamente en operaciones de lucha contra el fuego.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 2 de noviembre de 2007; 14:50 h local¹, aproximadamente
Lugar	El Espinar (Segovia)

AERONAVE

Matrícula	EC-HQS
Tipo y modelo	EUROCOPTER EC-120 B
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	TURBOMECA ARRIUS 2F
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	41 años
Licencia	Piloto privado de helicóptero
Total horas de vuelo	1.150 h
Horas de vuelo en el tipo	220 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Despegue

INFORME

Fecha de aprobación	25 de mayo de 2009
---------------------	---------------------------

¹ Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local. Para obtener las horas UTC es necesario restar una hora a la hora local.

1.- INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1.- Descripción del suceso

El helicóptero modelo Eurocopter EC-120 B de matrícula EC-HQS, había despegado del Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos, para la realización de un vuelo visual con destino a una finca particular cercana a la población de El Espinar (Segovia), donde tras una corta estancia allí, regresaría al Aeropuerto de Cuatro Vientos. El piloto y un pasajero eran los únicos ocupantes de la aeronave.

Tras realizar el primer trayecto sin novedad, durante el despegue de lo que sería el tramo de vuelta, la aeronave volcó hacia la derecha, golpeando las palas del rotor principal contra el suelo, provocando un giro en sentido contrario a las agujas del reloj, en torno a 100° durante el cual el helicóptero fue arrastrándose por el suelo hasta quedar definitivamente apoyado sobre su costado derecho.

Después de parar el motor, los ocupantes, ilesos, abandonaron la aeronave por sus propios medios.



Figura 1. Situación de los restos

La aeronave resultó con daños importantes.

Las condiciones climatológicas eran de día soleado y viento en calma.

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

Cuando se tuvo notificación del accidente, la aeronave ya había sido retirada del lugar del accidente. Se pudieron identificar en el terreno las huellas producidas por las palas del rotor principal del helicóptero, localizándose además, algunos pequeños trozos de éstas que estaban dispersos por el terreno.

La finca era de suelo irregular y de hierba muy corta. El helicóptero antes del suceso, apoyaba sus patines sobre una pequeña plataforma de escasa pendiente. El área colindante por el lado derecho de la aeronave, tenía una ligera pendiente de un 10% (véase figura 2).

En la inspección posterior realizada a los restos de la aeronave se pudieron apreciar daños importantes en el rotor principal, que afectaban tanto a las palas, que estaban

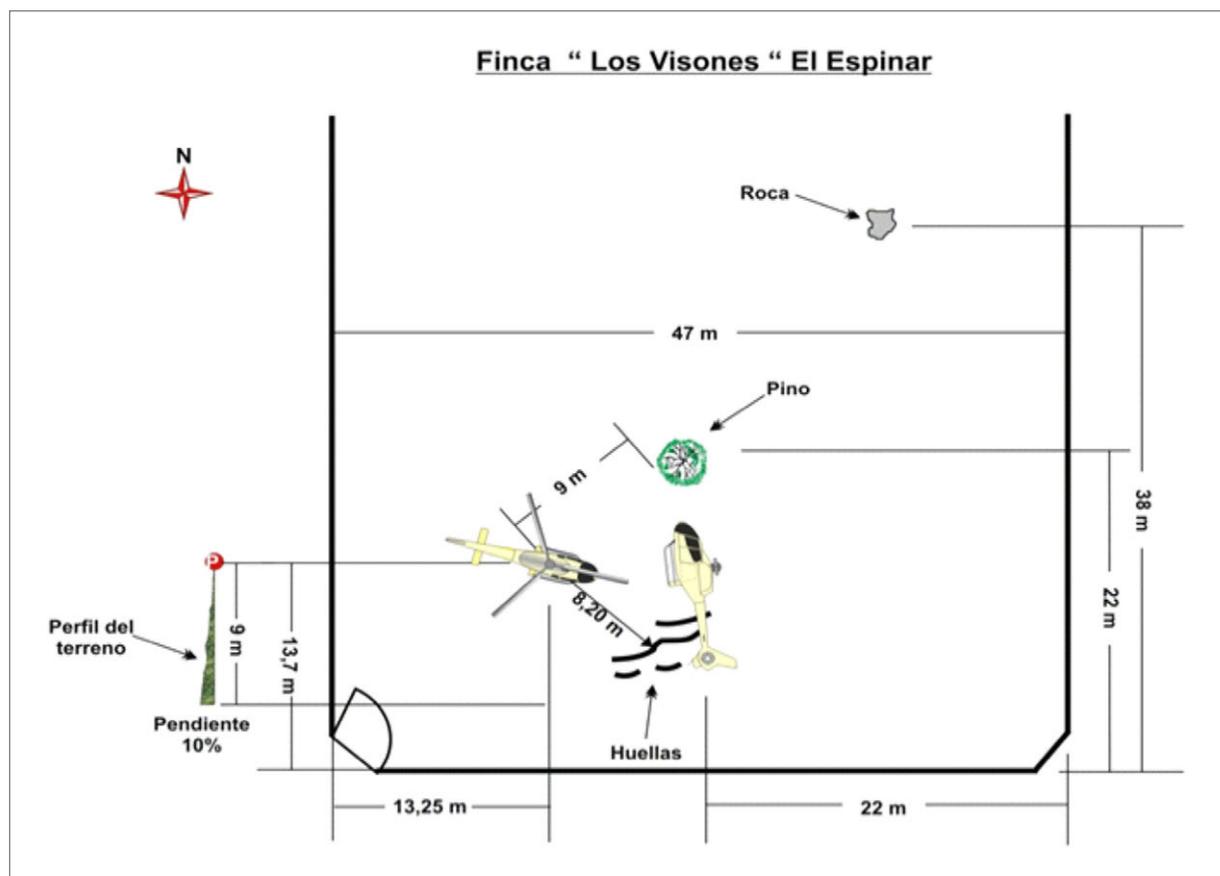


Figura 2. Situación de los restos

rotas en las proximidades de la raíz, como al conjunto de la cabeza del rotor que estaba completamente roto. El depósito del líquido hidráulico estaba vacío y uno de los tres servocontroles, el que está situado en la parte posterior de la transmisión y correspondiente al control de alabeo y ascenso, presentaba una rotura longitudinal de aproximadamente 80 mm. En cuanto al rotor de cola, eran visibles marcas de roces en la cara interior del fenestrón, causadas por las palas impregnadas de restos de hierba y tierra, y con los bordes de ataque ligeramente abollados. La estructura de la aeronave presentaba diversas deformaciones y desalineaciones.

Se pudo comprobar la continuidad de los mandos de control de vuelo correspondientes al rotor principal y al rotor de cola no hallándose más restricciones que las producidas por el actuador dañado.

Se inspeccionó el sistema de frenado de la palanca del mando cíclico, resultando su estado normal.

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave con el número de serie 1145, fue fabricada y matriculada en el año 2000 y disponía del correspondiente certificado de aeronavegabilidad válido hasta el 9 de diciembre de 2007. El total de horas de la aeronave y del motor, a fecha de 18 de julio de 2007, era de 770 h.

La aeronave estaba mantenida de acuerdo al programa de mantenimiento establecido.

1.4. Ensayos e investigaciones

1.4.1. *Declaraciones de los ocupantes*

El piloto indicó que una vez comprobados los instrumentos, procedió a iniciar el despegue del helicóptero. Tiró en un primer momento del mando colectivo hacia arriba, y cuando notó que el helicóptero estaba ligero de patines, tiró una segunda vez y en 4-5 segundos el helicóptero volcó hacia la derecha e inmediatamente las palas golpearon contra el suelo. Comentó que sintió como el esquí derecho rozó con el suelo y después se produjo el vuelco del helicóptero, pero añadió que dos personas que estaban viendo el despegue, a posteriori le indicaron que en esos momentos el helicóptero ya había alcanzado una altura superior a 50 cm. Una vez el helicóptero en tierra procedió a cortar combustible y batería. Recordaba perfectamente que no hubo en ningún momento aviso de alerta o emergencia e indicó que no había notado fuerza extraña alguna en el cíclico. Manifestó también que el terreno era

bastante llano y que el viento en el momento del despegue estaba prácticamente en calma.

Por su parte el acompañante indicó que se encontraba en el asiento izquierdo con el casco puesto y el cinturón de seguridad ajustado. Recordó que el despegue de Cuatro Vientos le había parecido «muy nivelado». En cuanto al despegue del accidente lo describe como algo muy rápido, que se realizó ascendiendo en primer lugar el costado izquierdo, por lo que él quedaba bastante más alto (hasta unos 30 cm) que el piloto. Cree que ascendieron unos 4,5-5 m hasta que el helicóptero se inclinó hacia el lado derecho y cayó al suelo sobre el costado del mismo lado. No percibió ningún tipo de desplazamiento lateral ni longitudinal, quedando volcado en el mismo sitio del que había despegado. Salían llamas por la turbina, que se apagaron cuando el piloto cortó motor. Definió el terreno como más o menos llano.

1.4.2. *Declaraciones de testigos*

Se contó con la declaración de dos testigos que se encontraban, según sus apreciaciones, a una distancia aproximada de 60 m, uno colocado frente al morro del helicóptero y el otro al lado derecho de éste. El contenido de sus declaraciones básicamente coincide: ambos vieron elevarse el helicóptero y como se ladeaba posteriormente hacia la derecha (aquí difieren en cuanto a la altura a la que tuvo lugar el vuelco, mientras uno estima alrededor de 1,5 m, el otro lo amplía hasta los 3 m), seguido del posterior impacto de las palas contra el terreno, que provocaron el giro del helicóptero arrastrándose por el suelo, hasta que el morro quedó mirando hacia el fondo del valle. Coinciden también sus estimaciones en los escasos segundos transcurridos desde el inicio del ascenso hasta el vuelco, señalando que éste tuvo lugar en la vertical del punto en donde se encontraba estacionado, ya que no observaron desplazamiento ni lateral ni longitudinal durante el despegue.

Señalaron que durante el arranque no escucharon ningún ruido anormal y que de la parte trasera del motor salía una llama que se apagó por sí misma.

1.4.3. *Inspección del actuador*

Dado el estado en que se encontró uno de los servocontroles, (el situado en la parte posterior de la transmisión, y que se corresponde con los movimientos de alabeo y ascenso) que presentaba una rotura longitudinal en el cuerpo hidráulico de aproximadamente 80 mm, se decidió proceder a la realización de un estudio por un laboratorio especializado, con el fin de determinar el origen de dicha rotura además de la caracterización del material.



Figura 3. Servocontrol dañado

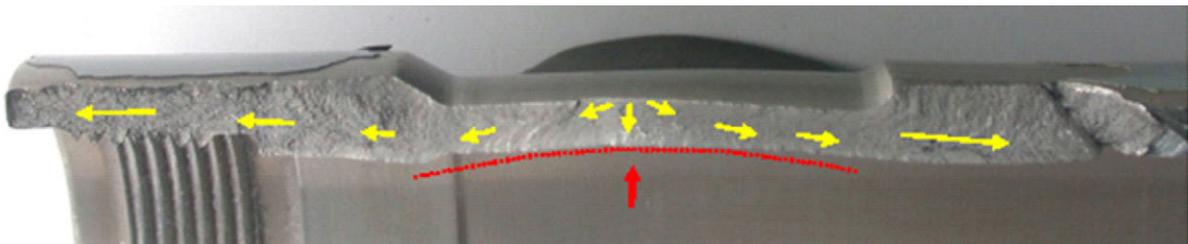


Figura 4. Corte del actuador

Del resultado se pudo determinar que el cuerpo del servocontrol se había roto por sobrecarga, bajo los efectos de la presión anormalmente elevada ejercida desde el interior del actuador hacia fuera. Por otro lado el material se correspondía con una aleación de aluminio, conforme a sus especificaciones. Tampoco se detectaron fallos internos en el actuador que hubieran podido dar lugar a condiciones de sobrepresión interna ni mala actuación del sistema.

1.4.4. *Registro de datos de la pantalla multifunción de la aeronave y del motor (Vehicle and Engine Management Display, VEMD)*

El helicóptero estaba equipado con una pantalla indicadora multifunción (VEMD), que se encuentra instalada en el panel de instrumentos y está diseñada para administrar información esencial y no-esencial de la aeronave y del motor. El VEMD muestra los principales parámetros de motor y aeronave (FLI, First Limitation Indication) y registra excedencias de los mismos. La visualización sintética de la información en la pantalla, que se completa con una alerta sonora en caso de sobrepasarse los valores nominales de funcionamiento de alguno de los parámetros que se controlan, alivia considerablemente la carga de trabajo del piloto, permitiéndole concentrarse en la misión, ofreciendo también un importante factor de seguridad.

Tras proceder a la extracción de los datos, el análisis de la información registrada en el VEMD no indicó fallos ni funcionamiento anómalo de los equipos del helicóptero previos al accidente.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

De acuerdo a declaraciones de testigos, material fotográfico obtenido y a las huellas existentes en el terreno, pudo identificarse el lugar donde estaba situado el helicóptero antes del despegue, su recorrido por el terreno y la situación final de los restos tras el impacto.

Dado que no se encontraron fallos internos del servocontrol que hubieran podido dar lugar a un funcionamiento anómalo, las conclusiones del estudio, son indicativas de que la rotura del mecanismo sobrevino como consecuencia del impacto, al transmitirse toda la energía absorbida en el punto de contacto, desde éste hacia el mando de control. Así mismo, las indicaciones del VEMD no señalaron fallos ni funcionamiento anómalo alguno previo al accidente.

Una consideración común en las declaraciones de los testigos, tanto los ocupantes del helicóptero como los situados en el exterior, es el escaso tiempo transcurrido desde el inicio del ascenso hasta el vuelco, y que éste tuvo lugar en la vertical del punto en donde se encontraba estacionado, sin desplazamiento alguno, aunque las apreciaciones de los testigos diferían en cuanto a la altura que llegó a alcanzar sobre el suelo. Por otra parte, el pasajero a bordo indicó que el despegue de Cuatro Vientos le había parecido «muy nivelado» y el despegue del accidente lo describió como «algo muy rápido, que se realizó ascendiendo en primer lugar el costado izquierdo, por lo que él quedaba bastante más alto (hasta unos 30 cm) que el piloto». En cuanto al piloto, informó que sintió rozar el patín derecho con el suelo, lo que pudo precipitar el vuelco del helicóptero hacia ese lado provocando que las palas golpearan contra el suelo.

Si el helicóptero llegó a engancharse con un obstáculo o con el terreno, esto pudo dar lugar a un movimiento de rotación del helicóptero sobre el punto de contacto y originar un vuelco dinámico. Cuando el ángulo girado por el helicóptero alcanza los 5-10° es prácticamente imposible detener el vuelco.

Por tanto, se considera que el accidente sobrevino como consecuencia de una pérdida de control del helicóptero durante el despegue que dio finalmente lugar a un vuelco dinámico.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 21 de febrero de 2008; 15:15 h local¹
Lugar	Grado (Asturias)

AERONAVE

Matrícula	EC-IAV
Tipo y modelo	BELL 212
Explotador	TRAGSA

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY PT6-T3
Número	2

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	35 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero CPL(H)
Total horas de vuelo	1.175 h
Horas de vuelo en el tipo	395 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Daños a árboles

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

Fecha de aprobación	28 de mayo de 2009
---------------------	---------------------------

¹ Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local. Para obtener las horas UTC es necesario restar una hora a la hora local.

1. INFORMACIÓN DE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El helicóptero despegó a las 14:55 h desde la base de Tineo (Asturias) con el piloto y nueve especialistas de la cuadrilla de extinción de incendios a bordo para actuar sobre un incendio forestal al oeste de la población de Grado (Asturias). El helicóptero también transportaba un helibalde en su interior.

Quince minutos más tarde el helicóptero sobrevolaba el incendio para su reconocimiento y valoración. Seguidamente aterrizó en una zona próxima donde desembarcó la cuadrilla. Los miembros de la cuadrilla descargaron el helibalde del interior del helicóptero y lo depositaron en el suelo.

El helicóptero, con solo el piloto a bordo y el helibalde colgado del gancho de carga, voló hasta el río Nalón, cuyo cauce tenía una anchura de 40 m aproximadamente, para tomar agua. Se realizaron dos tomas de agua. En la primera se comprobó el mecanismo de descarga soltando el agua sobre el río. Después de realizar la segunda carga, cuando el helicóptero empezó a ganar altura se produjo un giro incontrolado del morro hacia la derecha y un desplazamiento lateral de la aeronave hacia ese lado hasta impactar contra los árboles situados en la orilla y posteriormente contra el suelo.

El piloto salió de la aeronave por sus propios medios tras intentar parar los motores, aunque éstos continuaron funcionando hasta el agotamiento del combustible.

El día era soleado, la temperatura oscilaba entre 10 y 12 grados y el viento estimado era de 15 kt de intensidad, e incidía en el helicóptero con 45° por la izquierda durante la maniobra de carga de agua.

1.2. Información sobre los restos del helicóptero.

Los restos de la aeronave tras el accidente estaban prácticamente concentrados en la orilla derecha del río. Junto al morro había un árbol tronchado cuyo tronco y ramas habían caído sobre el helicóptero. Los troncos de los árboles próximos estaban cortados a distintas alturas.

La puerta de acceso del lado del piloto se había desprendido y el marco que separa la puerta del parabrisas frontal derecho estaba fracturado. El marco central que separa los dos parabrisas frontales estaba roto por flexión por un golpe de fuera hacia dentro y la estructura del corta cables instalado en esa zona estaba doblada en el mismo sentido.

Las palas del rotor principal presentaban diversas marcas por impactos a lo largo de su borde de ataque y estaban seriamente dañadas en toda su envergadura. La caja de



Figura 1. Estado de los restos del helicóptero

transmisión principal estaba rota por encima de la salida de potencia hacia el rotor de cola.

El cono de cola se había separado del cuerpo principal del helicóptero (Figura 1). Estaba recostado en el suelo sobre su lado derecho y presentaba una deformación a torsión junto al inicio del estabilizador vertical. De los cuatro tornillos que constituían la unión del cono de cola a la estructura principal, los dos inferiores se hallaban seccionados y los otros dos permanecían enteros manteniendo una pequeña sección de la estructura principal en la que estaban instalados.

Las barras de los actuadores del control de mando del rotor de cola y del estabilizador horizontal presentaban una rotura a flexión.

En el eje de transmisión al rotor de cola (Figura 2), el tramo anterior a la caja intermedia presentaba una zona deformada por torsión y se había desconectado de su engranaje² con la caja intermedia. El tramo entre la caja intermedia y la caja de 90° no presentaba deformaciones. Todos los indicadores de temperatura a lo largo del eje de transmisión de potencia al rotor de cola presentaban los colores de un funcionamiento normal del eje. El revestimiento metálico del cono de cola presentaba marcas de roces y perforaciones a la altura de la deformación del eje.

Se comprobó la continuidad del movimiento hacia el rotor de cola, observándose que toda la transmisión giraba libremente.

² El tipo de conexión entre el eje de transmisión y la caja intermedia es un engranaje que permite un cierto desplazamiento axial entre ambos en condiciones normales de funcionamiento.

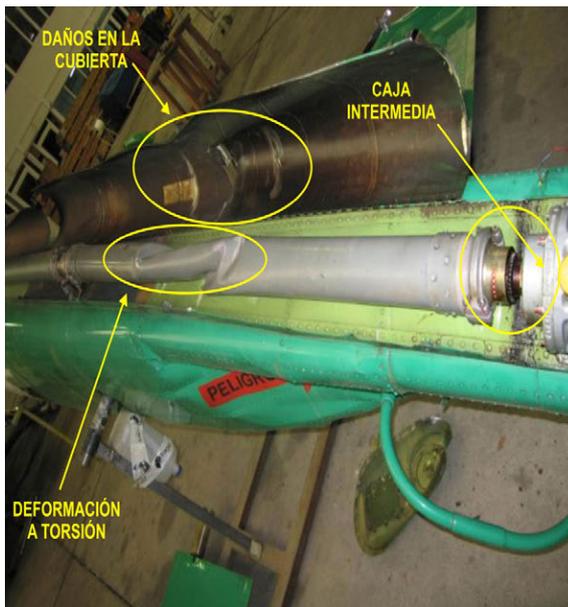


Figura 2. Daños en el eje de potencia al R/C



Figura 3. Marcas en el patín derecho

Una de las palas del rotor cola presentaba en el centro del larguero una pequeña deformación a flexión y ligeros daños a la misma altura en el extradós. La otra pala tenía levantado un pequeño trozo de revestimiento en su unión al larguero, en una sección próxima a la mitad de su envergadura y su actuador de cambio de paso estaba doblado.

Los travesaños del tren de aterrizaje se hallaban deformados y la parte trasera del patín derecho (Figura 3), por detrás de la unión con el travesaño, presentaba una serie de marcas, en la parte superior y lateral del patín y en dirección transversal y vertical, producidas por el roce de cables metálicos.

El helibalde permanecía enganchado al gancho de carga, sus cables se hallaban por encima del patín derecho y por detrás del travesaño trasero y la válvula de descarga del agua de la cesta estaba abierta.

1.3. Testimonios recogidos

El piloto informó que los daños apreciados en el patín derecho (Figura 3) no los había advertido en la última inspección prevuelo, desconociendo en que momento pudieron producirse. El técnico de mantenimiento que atendía al helicóptero en la base confirmó que esos daños no existían cuando despegó el helicóptero hacia el lugar del incendio.

Según manifestó el piloto, la operación de carga de agua se realizó en las dos ocasiones en el centro del cauce del río. En la primera operación comprobó el correcto funcionamiento de la válvula de descarga del agua e hizo verificaciones de potencia. Sobre el suceso informó que, una vez había llenado la cesta de agua, cuando el

helicóptero estaba ascendiendo y ya con una pequeña velocidad de traslación, se produjo una fuerte guiñada a la derecha seguida de un giro del morro hacia la derecha que no pudo controlar, aún descargando el agua y disminuyendo un poco la potencia.

Un testigo del suceso, que activó a los servicios de emergencia a través de una llamada a la Guardia Civil del pueblo de Grado, observó como el helicóptero realizaba un extraño movimiento por encima de una línea de árboles y desaparecía tras ellos en el río. Dijo que anteriormente había visto al helicóptero descender en la misma zona del río, salir por encima de la línea de árboles y aterrizar, permaneciendo en tierra algunos minutos antes de regresar de nuevo al río y producirse el accidente.

Otro testigo presencial, situado cerca de la zona de carga en el cauce del río, informó que entre la primera carga de agua y la segunda transcurrió un tiempo aproximado de cinco minutos. Al relatar el suceso indicó que al sacar la cesta del agua el helicóptero inició una maniobra brusca de giro que finalizó con el impacto contra el suelo.

1.4. Helibalde

El helibalde usado era un *Bambi Bucket*, modelo 2732, fabricado por SEI Industries. Tenía 7,01 m de longitud entre su punto inferior y el gancho de unión al helicóptero, un peso en vacío de 70 kg y un peso bruto al 90% de carga de agua de 1.170 kg.

El lanzamiento del agua se realiza mediante la apertura de una válvula existente en la parte inferior de la cesta. La válvula consiste en unas extensiones de goma, recogidas hacia arriba y hacia el interior de la cesta para producir el cierre y que se despliegan hacia fuera de la cesta cuando se produce la descarga del agua.

En el manual del operador de este tipo y modelo de helibalde existe una nota que advierte al piloto que tras un lanzamiento de agua en vuelo puede ver como la válvula de descarga permanece abierta y sus extensiones de goma desplegadas fuera de la cesta. Dichas extensiones retornan al interior de la cesta tan pronto como está se sumerja en el agua, cerrando así la válvula.

En el mismo manual se advierte que mientras se realiza el llenado de la cesta no se deben ejecutar giros rápidos de 90° con los pedales cuando se está cerca del agua y a la vez que se eleva la cesta. Se explica en el manual que en esta actitud existe el peligro de que los cables de suspensión de la cesta pueden quedar enganchados en la parte trasera de los patines y provocar un vuelco dinámico al sacar la cesta del agua.

En el manual de operaciones del operador (TRAGSA) se indica que los pilotos «deberán poner especial atención en el momento del despegue a fin de que el cesto o bolsa (*bamby bucket*) no se vea enganchado por los patines del helicóptero».

El piloto cuenta con dos espejos instalados en el helicóptero que le permiten tener visión del helibalde y comprobar si está bien colocado y extendido.

1.5. Masa y centrado

La masa del helicóptero se ha calculado para una capacidad del helibalde ajustada al 90% y se ha estimado en 4.445 kg (9.800 lb) en el momento del suceso.

En esas condiciones de carga y suponiendo que la cesta del helibalde colgara del patín derecho a la altura del travesaño trasero, la posición longitudinal (C.G.) y lateral (C.G.L.) del centro de gravedad quedaría fuera de los límites permitidos (véase figura 4).

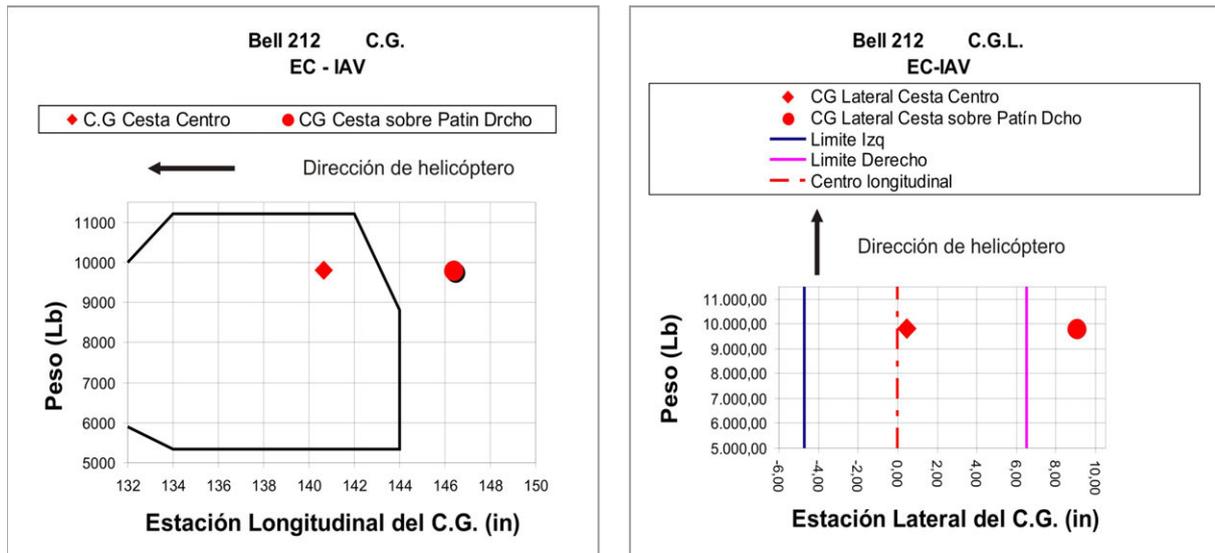


Figura 4. Centro de gravedad

1.6. Pérdida total del empuje del rotor de cola

El manual de vuelo del helicóptero describe la pérdida total de empuje del rotor de cola como una situación provocada por la rotura del eje de transmisión de potencia y la consecuente parada del rotor de cola. En ese caso, el morro del helicóptero girará hacia la derecha, normalmente acompañado por un incremento del alabeo y una actitud de morro abajo. La severidad de la reacción inicial del helicóptero estará en función, entre otros factores, de la velocidad y el peso del helicóptero.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Los datos disponibles indican que el suceso se produjo en el transcurso de una operación de carga de agua. El helicóptero se hallaba sobre el cauce del río Nalón maniobrando con el helibalde colgado del gancho de carga cuando inició un giro incontrolado a derechas sobre su eje vertical y un desplazamiento desde el centro del río hacia la orilla derecha, hasta impactar, con la parte derecha y más adelantada de la

cabina, contra un árbol que detuvo los movimientos de giro y el desplazamiento de la aeronave y terminar cayendo ésta definitivamente al suelo.

Los daños que presentaba la cabina del helicóptero, las palas del rotor principal y las roturas de la unión del cono de cola al fuselaje son coherentes con la secuencia anterior. Sin embargo, los daños apreciados en la parte posterior del patín derecho y la deformación a torsión del tramo del eje de transmisión al rotor de cola inmediatamente antes de la caja intermedia no fueron motivados por los impactos del helicóptero contra los árboles o el terreno.

Las marcas encontradas en la parte trasera del patín derecho son indicativas de que se produjeron por roce de cables. De acuerdo a la información aportada por el piloto y el mecánico que realizaron las últimas inspecciones de la aeronave antes del accidente, esas marcas debieron originarse en este vuelo. Lo más probable, por tanto es que se debieran al contacto de los cables sobre los que se suspende el helibalde, con el patín. En ese caso, por la profundidad de las huellas y su apariencia, la cesta del helibalde debía estar cargada de agua cuando los cables interfirieron con el patín.

Si los cables del helibalde se engancharon con el patín al realizar la segunda toma de agua que refiere el piloto, al izar la cesta llena y sacarla totalmente del agua, se hubiera producido con mucha probabilidad un vuelco dinámico del helicóptero al quedar el centro de gravedad situado claramente fuera de los límites. No se considera entonces que esto fuera la causa del giro a la derecha del helicóptero que estuvo en el origen del accidente.

Sin embargo, los cables pudieron engancharse durante la primera toma y a medida que el helicóptero ascendía y arrastraba la cesta fuera del agua soportando el helicóptero cada vez más el peso de la cesta, el centro de gravedad se iría desplazando hacia atrás y a la derecha, induciendo una tendencia en el helicóptero a inclinarse hacia ese lado y a descender la cola. Si esta actitud no fue corregida a tiempo por el piloto, al estar el helicóptero cerca de la superficie del agua bien pudo producir la inmersión parcial del rotor de cola.

Por otro lado, las palas del rotor de cola no presentaban daños por entradas de cargas concentradas, como pueden ser las producidas por impactos contra obstáculos sólidos, como ramas o troncos de árboles, que eran los obstáculos presentes en el entorno donde se produjo el descontrol del helicóptero.

Una inmersión de las palas del rotor de cola en el agua habría aumentado bruscamente la resistencia al avance de las palas y que se distribuye en toda la superficie³. Este incremento de la carga del rotor aumentaría la carga de torsión en el eje de transmisión

³ Referencias a la entrada en el agua con potencia aplicada al rotor de cola:

- CIAIAC Suceso N° A-047/2004; 28-Jul-04; EC-GOD.
- ATSB Occurrence N° 200102083; 27-Apr-01; VH-WOQ.
- ATSB Occurrence N° AO-2007-069; 29-Dec-07; VH-MEB.

y pudieron llegar a sobrepasarse los límites de diseño, produciendo el colapso del eje. Esto explicaría las evidencias encontradas en la transmisión al rotor de cola. Según esto, la pérdida de la transmisión al rotor de cola pudo producirse en dos etapas: una primera que produjo la deformación a torsión del eje y una segunda en la que por acortamiento del eje y su debilitamiento se produjo la desconexión del engranaje a la entrada de la caja intermedia.

El helicóptero no manifestó anomalías antes del giro descontrolado previo al accidente tras la segunda carga de agua en el río, por lo que la deformación a torsión del tramo de eje podía haberse producido anteriormente y haberse mantenido la conexión del sistema de transmisión de potencia al rotor de cola hasta ese momento. Como se ha mencionado antes, por los escasos daños que presentaban las palas del rotor de cola se considera que la deformación del eje pudo ser debida a una inmersión en el agua que pudo ocurrir durante la primera maniobra de carga en el río.

Parece lógico suponer que la desconexión total del rotor de cola se produjo en el momento de mayor requerimiento de éste durante la segunda carga de agua, con el helicóptero en estacionario y con el helibalde lleno. Esa desconexión produjo la pérdida total de empuje en el rotor de cola y, consecuentemente el giro o guiñada fuerte del morro hacia la derecha. La severidad con la que se produjeron estos movimientos se corresponde con la escasa o nula velocidad de traslación y el gran peso del helicóptero en esos momentos, por lo que a pesar de soltar el agua y bajar la palanca de colectivo, no pudo recuperarse el control.

Los motores mostraron un correcto funcionamiento hasta después del impacto, ya que siguieron en marcha hasta el agotamiento del combustible. Los daños existentes en el interior del revestimiento del cono de cola confirman que el eje de transmisión continuó girando una vez desprendido de la caja intermedia movido por el motor.

3. CAUSAS

La causa del accidente fue el giro incontrolado hacia la derecha del helicóptero durante la maniobra de carga de agua por la pérdida total de empuje del rotor de cola debida a la desconexión del eje de transmisión de potencia y la caja intermedia.

Se considera que la desconexión del eje de transmisión se debió a una deformación a torsión del eje como consecuencia de una sollicitación externa que aumentó la resistencia al avance de las palas del rotor de cola. Las circunstancias indican que esa sollicitación pudo producirse por la inmersión en el agua del rotor de cola durante una maniobra de carga de agua. La inmersión del rotor de cola sería consecuencia del desequilibrio del helicóptero producido al quedar enganchados los cables de sustentación del helibalde en el patín derecho.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 28 de julio de 2008; 19:15 h local¹
Lugar	Término municipal de Vélez-Málaga (Málaga)

AERONAVE

Matrícula	EC-GIT
Tipo y modelo	CASA 1131-E (BUCKER BU 131)
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	ENMASA TIGRE-G-IV-A2
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	33 años
Licencia	Piloto privado de avión PPL(A)
Total horas de vuelo	77 h
Horas de vuelo en el tipo	20 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

Fecha de aprobación	1 de octubre de 2009
---------------------	-----------------------------

¹ Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local. Para obtener las horas UTC es necesario restar dos horas a la hora local.

1.- INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave partió del Aeródromo de La Axarquia para realizar un vuelo local privado con dos ocupantes a bordo. Cuando llevaba en torno media hora de vuelo la hélice se desprendió en el aire, y el piloto realizó un aterrizaje de emergencia en un camino situado en las inmediaciones del embalse de La Viñuela, que se encuentra al noroeste del aeródromo.

La hélice se encontró a 10 km del lugar en el que tomó tierra el avión. No presentaba excesivos daños, y tan solo le faltaba la punta de una de las dos palas. Unidos a ella también se hallaron la tuerca de retención y la parte delantera del cigüeñal.

Los dos ocupantes resultaron ilesos y pudieron abandonar la aeronave por sus propios medios.

La aeronave sufrió daños importantes que afectaron a ambos planos y al tren de aterrizaje, debido a que se precipitó por una ladera de gran pendiente cuando ya se encontraba prácticamente detenida.

1.2. Información sobre la aeronave

El histórico avión alemán BUCKER BU 131 fue fabricado en España cambiándole el motor original y se llamó CASA 1131-E. El avión con matrícula EC-GIT, se fabricó en 1954 con número de serie 2245. Era de tipo biplano con patín de cola y tenía como dimensiones 7,4 m de envergadura, 6,725 m de longitud y 2,25 m de altura. Su peso máximo autorizado era de 720 kg.

Estaba en posesión de un certificado de aeronavegabilidad especial

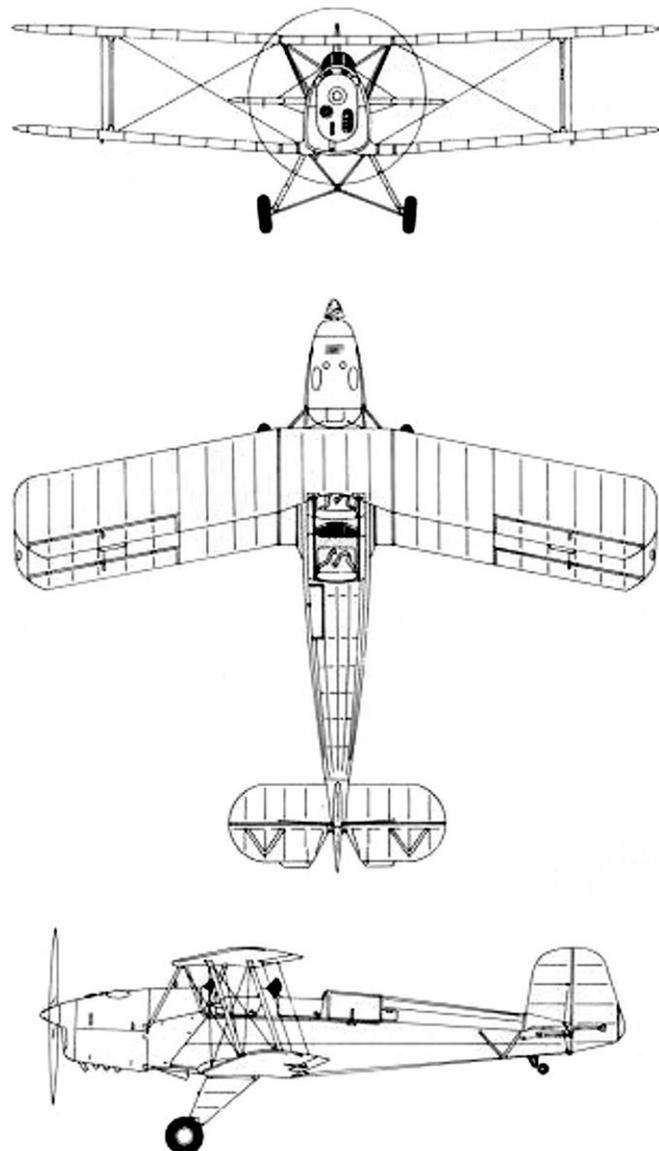


Figura 1. Vistas del avión

restringido, que estaba en vigor. Según constaba en las hojas de características adjuntas al certificado, tenía autorizadas hasta cuatro tipos diferentes de maniobras acrobáticas, y la combinación de ellas.

Tenía una hélice HC 212.111 con número de serie 11796.

El Aeroclub de Granada lo había puesto en vuelo en 1997, después de que se lo hubiera cedido la DGAC ese mismo año.

En el momento de la cesión acumulaba 1.048 h de vuelo. Estuvo volando hasta 2005 sumando un total de 1.354 h. Luego estuvo parado hasta 2008, año en el que se retomó su actividad. En el momento del accidente tenía un total de 1.416 h.

Llevaba un motor ENMASA TIGRE-G-IV-A2 (125 HP) con número de serie 40186. No se pudo averiguar con certeza el número de horas total de funcionamiento. No obstante había sumado 20 horas desde que se montó en el avión. Anteriormente había funcionado otras 20 horas, en otro avión similar con matrícula EC-GIO el cual tuvo una toma dura el 29 de febrero de 2008², que afectó principalmente a la pata izquierda del tren principal.

1.3. Ensayos e investigaciones

La inspección posterior al accidente reveló que se había producido la rotura del cigüeñal en el extremo delantero estriado que sirve de soporte al cubo de la hélice.

La pieza rota y las características de la rotura se analizaron en laboratorio.

El laboratorio concluyó que el acero utilizado para la fabricación del cigüeñal era un acero al Cr, Ni, Mo correspondiente a un acero de norma EN25 templado y revenido a dureza RC30 sin tratamientos térmicos locales. Estos aceros son empleados en componentes sometidos a cargas elevadas.



Figura 2. Fotografía de la zona de rotura

² Incidente IN-011/2008 investigado por la CIAIAC y aprobado por el pleno el 29 de abril de 2008.

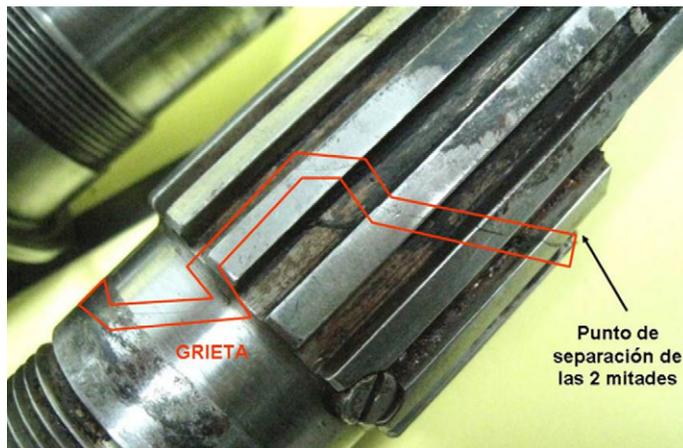


Figura 3. Trayectoria seguida por la grieta

El estudio de laboratorio determinó que la rotura se produjo por la progresión por un mecanismo de fatiga que tras alcanzar el tamaño crítico agotó la capacidad residual de resistencia del cigüeñal.

La grieta se inició en uno de los radios de acuerdo de una estría con la base del cigüeñal en la zona delantera de la misma. No se encontraron defectos superficiales ni de estructura en la pieza relevantes para producir efecto de

entalla que pudieran exacerbar el fenómeno natural de concentración de esfuerzos propio de los radios de acuerdo.

Sobre la superficie de la zona de origen de la fractura se observaban las características de una rotura progresiva bajo el mecanismo de fatiga con marcas de progresión – parada (playas) que serían indicativas de la existencia de una grieta de fatiga en esa área que hubiera crecido bajo las cargas cíclicas de torsión (máximas en la superficie) hasta alcanzar un tamaño crítico tras el cual tuvo lugar la fractura frágil. Tras las marcas de playa, se observaban también las marcas características de una propagación rápida, frágil e inestable de la grieta.

También se pudieron ver daños en el material bajo la superficie de fractura de la grieta principal con aplastamiento de la superficie de fractura, y zonas en las que podría existir daño intergranular. No obstante, en la zona de los radios de acuerdo la estructura no estaba deformada ni mostraba daño intergranular.

No se encontraron indicios de mecanizado abusivo o deformación en las zonas dentadas, a pesar de ser geoméricamente distintas.



Figura 4. Marcas de playa y marcas de río

El camino de propagación en la trayectoria inclinada a 45° era transgranular, descartándose una propagación de tipo intergranular, y bajo la superficie era observable la presencia de material aplastado debido al contacto entre las superficies de rotura.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El accidente se produjo por el desprendimiento de la hélice en vuelo como consecuencia de la rotura del cigüeñal por un fenómeno de fatiga. El análisis de la rotura concluyó que la grieta de fatiga se inició en la zona de los radios de acuerdo de la parte estriada del cigüeñal y que progresó bajo cargas de torsión, desencadenando una rotura frágil.

La aparición de la grieta pudo deberse a que en una operación de montaje de la hélice sobre el cigüeñal sin que estuvieran bien alineados se produjera una carga excesiva sobre una estría.

ADDENDA

<u>Reference</u>	<u>Date</u>	<u>Registration</u>	<u>Aircraft</u>	<u>Place of the event</u>	
A-001/2007	16-01-2007	G-VCED	Airbus 320	Tenerife South Airport	87
A-028/2007	21-06-2007	EC-HYM	Bell 412	Abanilla (Murcia)	95

Foreword

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

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

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

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

Abbreviations

00°	Degrees
AEMET	Spanish National Weather Information Service
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea (Spanish Airports and Air Navigation)
AENOR	Asociación Española de Normalización y Certificación
AFCS	Automatic Flight Control System
ATPL(A)	Airline transport pilot
ATT	Attitude Retention System
CPL(H)	Commercial helicopter license
DGAC	Dirección General de Aviación Civil (Civil Aviation Authority)
ENAC	Empresa Nacional de Acreditación (National Accreditation Company)
ft	Feet
h	Hour(s)
ITA	Aeronautical Technical Inspections
kg	Kilogram(s)
kt	Knot(s)
m	Meter(s)
N	North
P/N	Part number
SAS	Stability Augmentation System
UTC	Coordinated Universal Time
W	West

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Tuesday, 16 January 2007; 15:30 local time¹
Site	Tenerife South Airport

AIRCRAFT

Registration	G-VCED
Type and model	AIRBUS 320
Operator	My Travel Airways

Engines

Type and model	
Number	2

CREW

Pilot in command

Age	52 years old
Licence	Airline transport pilot (ATPL(A))
Total flight hours	14,000 h
Flight hours on the type	

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			6
Passengers		2	176
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	None
Third parties	Collapse of the platform on the boarding vehicle

FLIGHT DATA

Operation	Commercial air transport – Non-scheduled
Phase of flight	Passenger boarding

REPORT

Date of approval	1 October 2009
------------------	-----------------------

¹ The reference time used in this report is local time. To obtain UTC, subtract 1 hour to local time.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Event description

The aircraft, an Airbus A-320, with registration G-VCED and owned by My Travel Airways, was parked at stand E22 on the aircraft parking apron at Tenerife South airport, in preparation for a non-scheduled passenger flight that was to depart at 16:05 en route to Newcastle Airport (United Kingdom).

The airport's ground service company, INEUROPA HANDLING, was requested to send a special vehicle to embark passengers with reduced mobility. At 15:30, with some 30 passengers already aboard the aircraft, three female passengers were atop the vehicle's front platform, along with the driver, who was responsible for raising and lowering the platform, and an assistant who was helping the passengers board the airplane. At that moment the frame that held the platform to the truck broke loose from its upper horizontal and lateral braces (Figure 1), leaving a gap between the platform and the aircraft through which the three passengers fell, resulting in serious injuries to two and slight injuries to the third. The operators were able to hold on to the side rails, and one of them was even able to briefly hold on to the passenger who ended up being slightly injured.

The aircraft eventually departed at 17:56, after the injured passengers were taken to a hospital, where two of them had to remain until 25 January.



Figure 1. Condition of the vehicle after the accident

1.2. Information on the vehicle used and the sequence of the boarding operation

Behind the truck's cabin there was a closed passenger compartment measuring 8.2 m long by 2.5 m wide by 3.4 m high that could be lifted by means of a scissor mechanism. At the rear of this compartment was a platform that could be lowered to the ground, and in the front another platform (the one that collapsed) which could be lifted 1.2 m above the roof of the driver's cabin. The platform rested against the aircraft via a roller located underneath. There was no safety mechanism to anchor the platform.

The vehicle's data plate did not list the total load rating of the platform that detached, though it did list the truck's maximum weight limit as 9,400 kg.

The ground service company had three other vehicles at the airport in use for loading passengers, all of them different from the vehicle involved in this accident. As it happens, said truck had originally been used by the catering service and adapted for the transport of reduced mobility passengers after undergoing a series of modifications to its aft end and bodywork in 1994 and 1995.

The truck had had extensive corrective maintenance performed on it since the year 2000 which affected a variety of components, but not the front platform's wooden panels or rivets.

Since the truck was only driven on the airport grounds and never on public roads, it was not required to be registered and thus lacked an official registration (Article 2 of the Traffic Law, Motor Vehicle Circulation and Road Safety). As a result, it was not required to pass a vehicle inspection (Article 10.1 of the Vehicular Code).

The vehicle had been inspected yearly from 2001 to 2005 by a company accredited by ENAC (National Accreditation Company) to perform safety inspections on machinery. During those inspections, called "Airport Equipment Technical Inspection," visual checks were done on the bodywork, front and rear axles and the chassis, including its supports and mounts. No anomalies were noted in the pertinent inspection records.

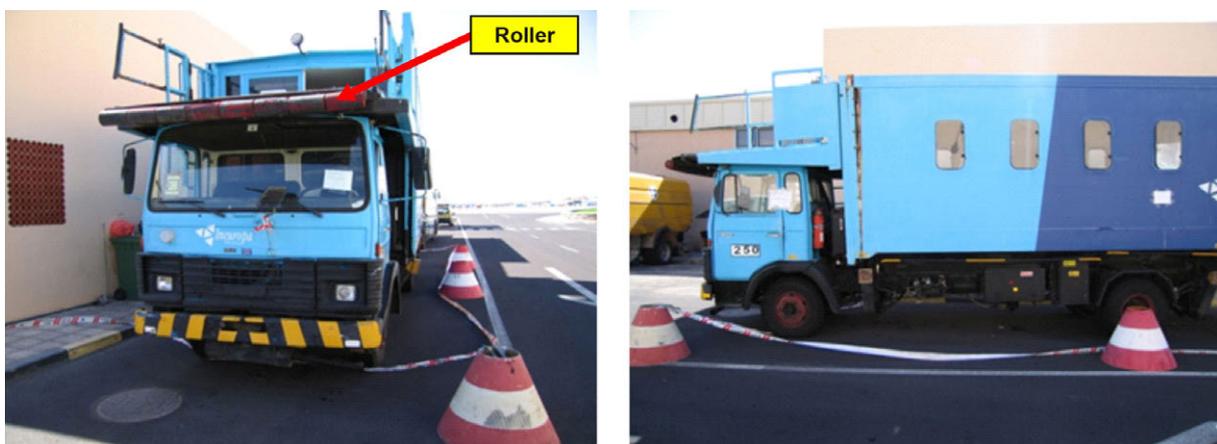


Figure 2. Front and side views of the vehicle

1.3. Post-accident inspection

The platform that detached was fixed to the cabin of the passenger truck by a frame that was fastened by twelve rivets along the top horizontal part and another twelve on the sides, eleven of which were aligned vertically, with the twelfth forming a triangle with the two rivets at the top and in front of them. All were so corroded that some had completely worn away, while only the head remained of others. The rivets were nailed to the passenger cabin's wooden beams, which had completely rotted.

The vehicle's overall condition was one of advanced deterioration, as evidenced by the corrosion on the metal components and the rotted wood. Corrosion was clearly visible along a solder line on a bar used as a handrail on the side of the rear platform. The truck's passenger cabin was mounted atop a trestle that had four crossbeams along its length. A significant amount of material was missing from several of the crossbeam-trestle unions due to corrosion, such that some of the supports were exposed to the air, as shown in Figure 5. The vehicle's undercarriage, both in the driver's and passenger cabins, exhibited corrosion and a shortage of material.



Figure 3. Close-ups of the cabin's top frame



Figure 4. Close-ups of the cabin's left frame



Figure 5. Close-ups of the crossbeam-trestle union

1.4. Ground service organizational and management information

The provision of ground services at public airports is regulated by Royal Decree 1161/1999, dated 2 July.

According to Article 9 of said decree, the ground service provider must be in possession of a permit issued by the DGAC. Such a permit is valid for seven years and may be renewed if certain conditions are maintained throughout the permit's validity period.

Article 10 of the royal decree lists a series of financial and administrative conditions which must be satisfied in order to obtain the permit, and also specifies that ground services "must be carried out in compliance with regulations on airport safety, on the protection of personnel, facilities, equipment and aircraft, and with air transport technical safety rules."

INEUROPA HANDLING had been an authorized ground service company since June of 2000. The DGAC has not provided proof of the specific technical rules and regulations governing ground service companies, as required by the royal decree.

Article 14 states that ground service companies are to be selected by AENA, which must accept tenders from interested ground service companies properly certified by the DGAC. The tender process is to be based on a set of clauses that specify the conditions of the contract.

In the case of Tenerife South airport, AENA published the "clauses for the provision of ground services to aircraft and passengers as the second concessionaire at Tenerife's airports" in May of 1994. The contract with INEUROPA HANDLING was signed on 3 October 1994, with an annex signed on 20 October 1997, such that in all, the service was provided from 7 November 1994 until 28 January 2007.

Clause 10 of the conditions states that "The equipment and facilities must be in perfect working order, such that their functionality and safety are not compromised..." adding that "the concessionaire must inform airport management, preferably immediately and in any event within seven days, whenever any facility or piece of equipment is rendered inoperable, or has its functionality or safety compromised."

Among the documentation supplied by the company in adjudicating the bid, in Volume III - Technical Documentation, specifically in Section B - Work Methods, it states that "specialized personnel and material resources or equipment shall be available to guarantee the quality of the service" (Special Services), and that "specialized personnel with appropriate equipment shall accompany individuals with reduced mobility" (Work Processes - 3.8 and 3.9).

Clause 21 of the contract also states that the services shall be overseen and inspected by AENA through the airport management.

The airport stated that the ground service company had not reported any deficiencies concerning the condition of the vehicle that caused the accident. The commission has not obtained any evidence that INEUROPA HANDLING had been subjected to any AENA inspections or evaluations.

AENOR regulation EN-12312-14, dated 4 October 2006, entitled "Aircraft ground equipment. Specific requirements. Part 14. Vehicles for boarding disabled/handicapped passengers" (approved by AENOR in March of 2007), and which governs the design and manufacturing conditions for said equipment, does not specify instructions for the maintenance and permanent compliance with operativity conditions beyond those required for their design and manufacture.

2. ANALYSIS

As revealed by the post-accident inspection, the condition of the vehicle used for boarding reduced mobility passengers at Tenerife South Airport was one of advanced deterioration, a condition that had obviously existed for some time and which posed serious questions about whether the inspections to which it had been subjected had been routine, superficial and lacking in technical soundness. As concerns this vehicle specifically, it may be asserted that it was not in working order, to the extent that its functionality and safety were compromised.

Among the vehicle's shortcomings was the lack of a clearly visible indication of the maximum weight that could be supported by the passenger boarding platform, or in its place an indication of the estimated maximum number of people it could hold at any one time. At any rate, and in light of the available data, it appears that the weight on

the platform was within its load limit under normal circumstances, and that the collapse was due to the advanced deterioration of the anchor and support points.

During the course of the investigation, it was not possible to determine what technical criteria are used by the DGAC in granting permits to ground service companies. It was also impossible to determine what control mechanisms are in place to ensure that ground service companies provide adequate services when the applicable technical rules and regulations are not specified, nor was there any evidence that AENA carries out inspections of the services provided by ground service companies at airports.

Given the documentation provided by the company concerning the vehicle's inspections and maintenance, it may be stated that from a strictly formal standpoint, there was a preventive maintenance and tracking system in place as far as the documentation generated was concerned, though that system did not guarantee that the vehicle was kept in ideal working order.

3. CONCLUSIONS

It has been determined that the collapse of the platform on the ground service vehicle resulted from corroded anchor rivets attached to a rotted wooden structure. Both conditions resulted from the high degree of deterioration evident in the vehicle, resulting from generalized corrosion and rotting.

Contributing to this condition were faulty vehicle maintenance on the part of INEUROPA HANDLING and a lack of oversight on the part of AENA.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 19/09. It is recommended that the DGAC & AESA, so as to complement Royal Decree 1161/1999, dated 2 July and which governs the provision of ground services, clearly define regulations for the specific technical requirements to be met by ground service companies that intend to be certified as such.

REC 20/09. It is recommended that the DGAC & AESA define the technical specifications to be met by ground service equipment (handling) concerning its manufacture and maintenance.

REC 21/09. It is recommended that AENA develop procedures to ensure compliance with the technical specifications supplied in calls for tender by ground service companies, through proper oversight of both human resources and the condition of the equipment, vehicles and materials designated for said services at every airport.

AENA has accepted this recommendation and has informed that in the specifications of the new contracts for ground service companies it has been included a procedure so as to ensure the compliance by the contracted agents with the regulations of the contracts, adding examples that show the implementation of this measure.

AENA also informed that a revision process of the Aeronautical Technical Inspections (ITA) that were carried out by the vehicles of the ground service agents had been initiated and also that they were working on a renewed document.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Thursday, 21 June 2007; 18:40 local time¹
Site	Abanilla (Murcia)

AIRCRAFT

Registration	EC-HYM
Type and model	BELL 412
Operator	Helicópteros del Sureste, S. A.

Engines

Type and model	PRATT & WHITNEY PT6T-3B
Number	2

CREW

Pilot in command

Age	50 years old
Licence	Commercial helicopter license CPL(H)
Total flight hours	5,040 h
Flight hours on the type	2,951 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Significant
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Aerial work – Commercial – Fire fighting
Phase of flight	Landing

REPORT

Date of approval	
------------------	--

¹ The reference time used in this report is local time. To obtain UTC, subtract two hours from local time.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Description of event

The helicopter was taking part in efforts to extinguish a forest fire in the El Canton mountain range, located north of Mascivenda, within the municipal limit of Abanilla (Murcia). On board was the pilot, who was using a bambi bucket to perform the water drops. After releasing several loads, he left the bambi bucket on the ground near the fire. The terrain was irregularly shaped and slightly inclined. The maintenance technician then boarded the helicopter and they proceeded to the base in Alcantarilla (Murcia) to refuel.

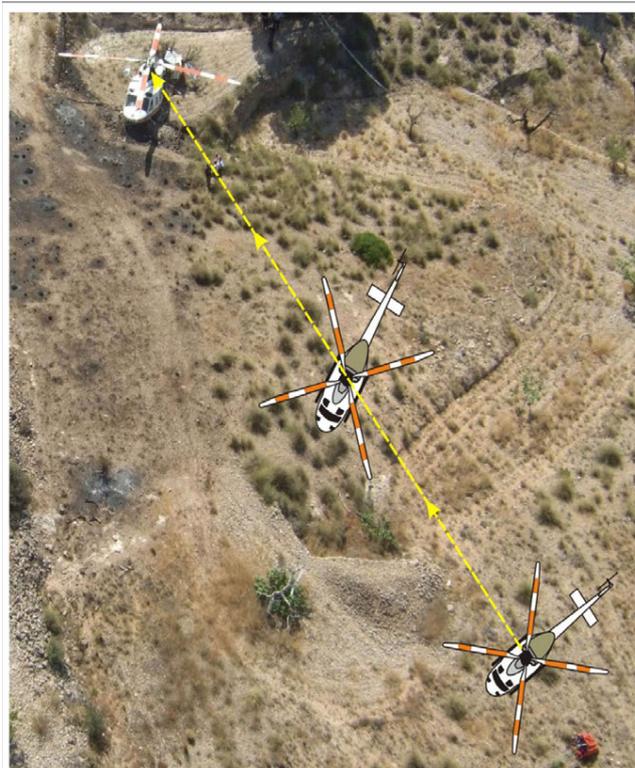


Figure 1. Relative positions of helicopter and bambi bucket

After refueling, they went back to pick up the bambi bucket and they landed. The mechanic exited and went to the front of the helicopter so as to hook up the bambi bucket. At that moment, while the aircraft was resting on the ground but with a certain amount of lift (the collective was not completely down and locked), it started to vibrate vertically. The pilot stated that he decided to climb to try to eliminate the vibrations, but when they did not subside, he tried to land once again, moving laterally a distance of some 50 m (see Figure 1) across a terrain that was at about an 8° incline. During this maneuver the blades of both rotors struck a tree and the helicopter fell to the ground at coordinates 38° 16' 37" N, 1° 0' 20" W, with the nose facing to the northwest. As a consequence of the impact a fire broke out that affected part of the passenger cabin, though it was immediately extinguished using equipment available in the area.

The pilot was not injured and exited the aircraft under his own power.

There was significant damage to the main rotor, two blades of which (blue

and yellow) were severely affected, the tail cone (the aft half of which detached), and the landing gear skids.

According to information provided by the AEMET, winds in the area were from the south at 14 kt, gusting up to 25 kt.

1.2. Aircraft information

The Bell 412 helicopter, serial number 33045, was manufactured in 1981 and was outfitted with two Pratt & Whitney PT6T-3B engines. It had a valid normal airworthiness certificate.

This aircraft had logged a total of 950 flight hours in Central America from 1982 to 1985. It was then mothballed for 16 years before being taken to Canada in 2001 for return to service maintenance, shortly after which it started operations in Spain, accumulating a total of 2,100 flight hours over the next six years, up to the time of the accident (Helicopter total time was approximately 2,100 h at time of accident and the helicopter had accumulated approximately 1,150 h while operating in Spain). This type of helicopter has an Automatic Flight Control System (AFCS) that can operate in SAS mode to maintain flight stability, or in ATT mode to maintain attitude.

The flight manual specifies that the maximum allowed wind speed is 35 kt (see Figure 2) for a density altitude equal to or below 3,000 ft when the wind is from the left aft quadrant or from a relative angle between 45° and 105°. It also states that while hovering when the helicopter is subject to ground effect, the longitudinal motion of the cyclic lever is critical when the wind is from said range of angles, and can interfere with the proper operation of the AFCS if ATT mode is engaged. During the investigation it was not possible to determine the system's mode of operation.

At the time of the accident the flight manual also specified a lateral slope limit of 10° for landing the helicopter. On 31 October 2007, a revision to the manual was issued which maintained the lateral slope limit and added a maximum longitudinal slope limit of 4°. It

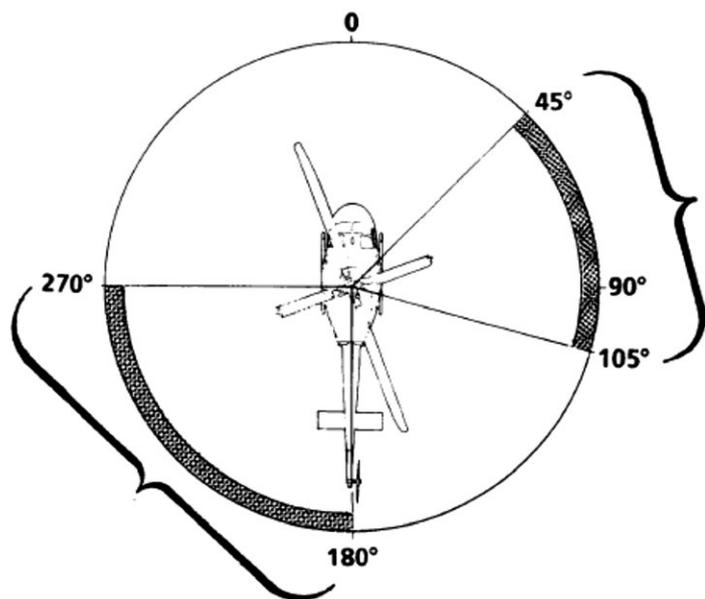


Figure 2. Wind limitations

also included a note warning that wind conditions, the location of the center of gravity and the ground characteristics could reduce these values below the published maximums.

In this helicopter, the transmission is connected to the structure through two different devices. One of them, the lift link, is used to connect the gearbox directly to the structure, and is designed to absorb all loads between the rotor and the structure. It is made of forged steel and it includes a bearing at one end. The other component consists of four pylon isolation mounts that are located below the four corners of the main gearbox and joined to it. They are also affixed to the structure by means of four bolts each. These bolts are of different lengths (two long and two short). The bolts are arranged in a pattern specified by the maintenance manual and the pattern is different between the front mounts and the aft mounts. The mounts are designed to isolate rotor vibrations and keep them from being passed to the structure by means of an elastomer compound inside the mounts. Between the structure and the mount there is a spacer that serves to keep the mount in a fixed position. Each set of mounts consists of the piece that houses the elastomer material within it, the spacer and the bolts.

The maintenance manual recommends replacing the mounts when vibrations appear, as this could indicate a defect, or when there is evidence of a malfunction. It also provides a procedure for checking the condition of the mounts and determining whether to replace them.



Figure 3. Part of a mount

The operator reported that it was unaware of the presence of vibrations prior to the accident or of any signs of a malfunction. No anomalies were noted during the visual inspections, so it was considered unnecessary to apply said procedure.

On 20 July 1992, the manufacturer issued Technical Bulletin 412-92-111, which affected a certain number of helicopters with serial numbers that included 33045, and which recommended that any mounts with part number 204-031-927-105 be replaced by those with part number 204-031-927-107, as these offered improved performance in absorbing the vibrations transmitted by the main rotor. According to the bulletin, there was no flight hour prerequisite to carry out the replacement, though it did mention that both types of mounts could not be used at the same time. (On 5 January 2009, Bell issued Alert Service Bulletin 412-09-132, removing all -105 pylon mounts from service, replacing them with -107 mounts).

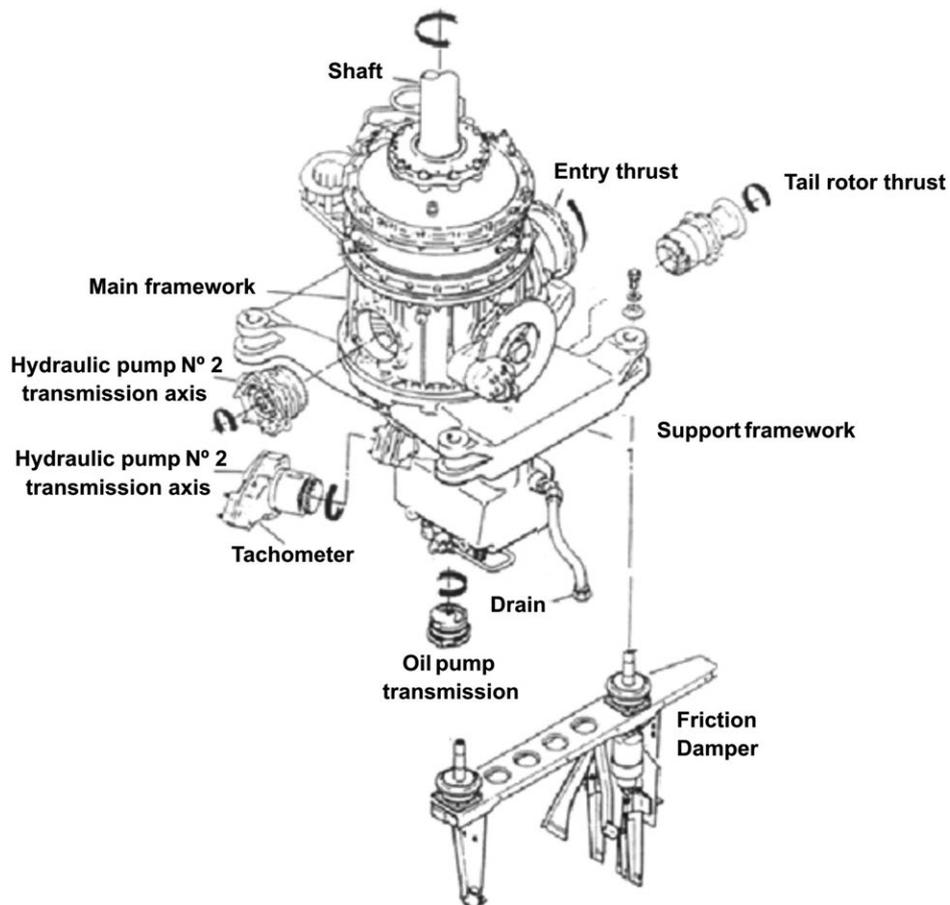


Figure 4. Support mount for structure and gearbox

1.3.- Check of the wreckage

The post-accident investigation revealed that the friction of the collective control, which can only be adjusted during maintenance, was near the minimum required limit, and also that the aircraft flight controls properly transmitted their motion to the main rotor, which was within specified limits in terms of play and the condition of the pitch control links. No damage was noted to the main rotor hub or to the blade connections.

The landing gear rear cross tube was in good condition, pivoting freely to both sides. The screw on which the arch pivots did not show any signs of damage. No wear or excessive play was noted.

The four mounts were disassembled, which revealed that the bolts in the front left mount had been swapped. The front left bolt was short instead of long, and the two rear bolts were long instead of short. The right aft mount also had the wrong right front bolt (long instead of short). Despite this, there were no signs of fretting between the

mating surfaces of the mounts and spacers or between the spacers and pylon support channel in any of the four assemblies.

Over the course of the inspection it was noted that during the time the helicopter had been in service in Spain, the mounts had not been replaced, though it is not known whether these are the same mounts that were originally installed when the helicopter was manufactured.

The four mount assemblies with P/N 204-031-927-105 (including the four bolts attached to each and the attachment fittings) were sent to the manufacturer for analysis. It was found that some of the fastening bolts on the front mounts were bent, although all conformed with design hardness requirements.

There was corrosion on the inner wall of the outer surface of the front left mount housing, which had caused part of the outer cover of the elastomer material to detach.

The depth of the cracks on the elastomer material of the mounts was checked. Only the front left mount was within specified limits (the maintenance manual states that the mounts must be replaced if the depth of the cracks exceeds 0.25 inches).

When the distance (height) between the upper ends of the internal and external parts of the mounts was measured, it was noted that none of the four mounts complied with design requirements.

The elasticity indices, both static and dynamic, of the mounts were also checked. It was noted that the static elasticity index on two mounts was below the range required in at least one direction, and three had dynamic elasticity indices outside design requirements. The manufacturer reported that although the mounts function while hovering, the fact that the elasticity indices on some of them were below the required range along at least one axis could result in a change in the way the assembly dampens vibrations from the transmission, such that it could resonate with the main rotor vibrations causing excessive lateral movement and hampering control of the helicopter.

2. ANALYSIS

When the vibrations occurred, the wind was blowing from the helicopter's left aft quadrant with an intensity, including the gusts, far below the maximum allowed. It seems, therefore, that the wind did not have a determining influence on the longitudinal cyclic control that could have resulted in any type of vibration.

The post-accident inspection revealed that some of the bolts used to attach the mounts were not adequately installed. It is important that these bolts be properly

installed since if a short bolt is inserted in a hole intended for a long bolt, it will not be fully threaded and the mount will be improperly attached, which could result in its failure. When a long bolt is inserted in a short hole, the neck of the bolt could reach the female thread before the necessary grip is obtained. If the bolt continues to be turned, the neck area will interfere with the female thread, resulting in damage to both. This could result in the bolt tightening torque being reached solely due to the friction from the threads on the neck and not the result of a proper tensile clamping force. Therefore, the mount would not be properly attached but would be loose due to an insufficient clamping force, which may allow fretting wear to occur between mating surfaces. In this case no wear was found on any of the four assemblies. Thus, despite the importance of installing the bolts in the right position, it does not appear that the deterioration at the time of the accident was such that having a few bolts in the wrong place would have had a direct influence on the appearance of the vibrations.

There were three factors, however, that probably caused the appearance of the vibrations.

The first factor was that the collective stick was not at a full down position when the helicopter was on the ground.

Another factor was the deterioration evident in the four mount assemblies, since one was corroded along its inner diameter, which had led to significant deterioration of the elastomer to the point that it was no longer within design specifications for static or dynamic spring rates. It is very likely that the corrosion resulted from water penetrating inside the mounts during all the time that the helicopter was out of service due to an improper state of preservation, and that this fact also contributed to the index of elasticity of some of the mounts being below minimum requirements in at least one direction.

The third factor was the fact that when the pilot landed to drop off the bambi bucket, he did so on an incline with an irregular surface and in adverse wind conditions. Although at the time of the accident there was no longitudinal slope restriction specified in the flight manual, the fact that a short time later the manufacturer modified the manual to impose a 4° restriction is indicative of how sensitive the helicopter is to this factor.

3. CONCLUSION

The cause of the accident is considered to be the appearance of vibrations that hampered control of the helicopter and degraded flight conditions, which forced the pilot to make an immediate landing, resulting in the helicopter impacting a tree.

The appearance of vertical vibrations could result from the simultaneous occurrence of three factors:

- The helicopter collective stick was not in the full down flat pitch position which may have allowed vibratory interactions between the main rotor and airframe.
- The loss of the mounts' ability to absorb the vibrations transmitted by the turning rotor to the structure and resulting from the degraded mechanical characteristics of the assemblies, as evidenced by the cracks and corrosion present inside one of the components. Degradation in the static and dynamic spring rates of the mounts (softening) would lower the pylon roll mode frequency and into resonance or near resonance with the main rotor 1/rev vibration.
- The previous landing on terrain with an irregular surface and inclined at an angle above that specified in the helicopter manual and in adverse wind conditions.