



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

Informe técnico A-004/2011

Accidente ocurrido el día
24 de febrero de 2011,
a la aeronave PZL W-3AS,
matrícula SP-SYA, operada
por LPU «Heliseco», Sp. z o.o.,
en Dos Aguas – Parque Nacional
de La Caldera de Taburiente.
Isla de La Palma (Santa Cruz
de Tenerife)



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-004/2011

**Accidente ocurrido el día 24 de febrero de 2011,
a la aeronave PZL W-3AS, matrícula SP-SYA,
operada por LPU «Heliseco», Sp. z o.o.,
en Dos Aguas – Parque Nacional de
La Caldera de Taburiente. Isla de La Palma
(Santa Cruz de Tenerife)**



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-13-013-2

Diseño y maquetación: Phoenix comunicación gráfica, S. L.

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional; y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) n.º 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art. 15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea; y los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, ni prejuzga la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos por los que deben regirse las pruebas en un proceso judicial.

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

Índice

Abreviaturas	vii
Sinopsis	ix
1. Información factual	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.2. Lesiones de personas	3
1.3. Daños a la aeronave	3
1.4. Otros daños	3
1.5. Información personal	4
1.5.1. Comandante (JAR-FCL)	4
1.5.2. Ingeniero de a bordo (OACI) (no JAR-FCL)	4
1.6. Información sobre la aeronave	4
1.6.1. Registro de mantenimiento	5
1.6.2. Manual de vuelo	5
1.7. Información meteorológica	7
1.8. Ayudas para la navegación	8
1.9. Comunicaciones	8
1.10. Información de aeródromo	9
1.11. Registradores de vuelo	9
1.11.1. Registrador de datos de vuelo (FDR)	9
1.11.2. Registrador de voces en cabina (CVR)	16
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	18
1.12.1. Información de la zona del impacto y de los restos	18
1.12.2. Inspección de los restos en taller	21
1.13. Información médica y patológica	23
1.14. Incendios	23
1.15. Aspectos de supervivencia	23
1.16. Ensayos e investigación	23
1.16.1. Declaraciones de la tripulación	23
1.16.2. Declaraciones de testigos	25
1.16.3. Prueba sobre helicóptero similar	27
1.17. Información sobre organización y gestión	28
1.17.1. Información del operador	28
1.18. Información adicional	31
1.18.1. Licencia de ingeniero de a bordo (FEL)	31
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces	31
2. Análisis	33
2.1. Consideraciones generales	33
2.2. Desestabilización del helicóptero	33
2.3. Gestión de la emergencia	36
2.4. Descenso hasta el suelo	38

2.5.	Impacto contra el terreno	38
2.6.	Estudio y planificación del trabajo a ejecutar	39
2.7.	Procedimientos de operación	40
2.8.	Vuelo con eslinga	41
3.	Conclusión	43
3.1.	Conclusiones	43
3.2.	Causas	44
4.	Recomendaciones sobre seguridad	45

Abreviaturas

00°	Grado(s) sexagesimal(es)
00° 00' 00"	Grado(s), minuto(s) y segundo(s) sexagesimal(es)
00 °C	Grados centígrados
ATPL(H)	Licencia de piloto de transporte (helicóptero)
AWC	Certificado de trabajos aéreos
BFU	Agencia federal de investigación de accidentes de aviación de Alemania
cm	Centímetro(s)
CVR	Registrador de voces en cabina
E	Este
ENE	Este nordeste
ESE	Este sureste
FDR	Registrador de datos de vuelo
FEL	Licencia de ingeniero de a bordo
FFF	Habilitación de extinción de incendios
FI	Instructor de vuelo
ft	Pie(s)
ft/min	Pies por minuto
g	Aceleración de la gravedad
h	Hora(s)
HASA	Hispanica de Aviación, S.A.
Heliseco	Helicopter Services
hPa	Hectopascal(es)
IAS	Velocidad indicada
IFR	Reglas de vuelo instrumental
IR	Vuelo instrumental
JAR-FCL 1	Requisitos conjuntos de aviación para las licencias de la tripulación de vuelo
kg	Kilogramo(s)
kHz	Kiloherzio(s)
KIAS	Velocidad indicada en nudos
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetros por hora
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
m	Metro(s)
m ²	Metros cuadrados
mb	Milibar(es)
METAR	Informe meteorológico de aeródromo
min	Minuto/s
mm	Milímetro(s)
MO	Manual de Operaciones
MTOW	«Maximum Take-Off Weight» (Peso máximo al despegue)
N	Norte
NM	Milla(s) náutica(s)
Nr	Revoluciones del rotor principal
OACI	Organización Internacional de Aviación Civil
P/N	Número de parte
QNH	Reglaje de la subescala del altímetro para obtener elevación estando en tierra
S	Sur
s	Segundo(s)
S/N	Número de serie
TRI	Instructor de habilitación de tipo
UTC	Tiempo universal coordinado
VFR	Reglas Vuelo Visual
VOR	Radiofaro omnidireccional de muy alta frecuencia
Vy	Velocidad de mejor régimen de ascenso
W	Oeste

Sinopsis

Propietario:	Pekao Leasing Sp. z o.o.
Operador:	LPU «Heliseco» Sp. z o.o.
Aeronave:	PZL W-3AS
Fecha y hora del accidente:	Jueves, 24 de febrero de 2011; 09:30 UTC
Lugar del accidente:	Dos Aguas – Parque Nacional de La Caldera de Taburiente. Isla de La Palma (Santa Cruz de Tenerife)
Personas a bordo:	2 tripulantes, heridos graves
Tipo de vuelo:	Trabajos aéreos – Comercial – Construcción/carga externa
Fecha de aprobación:	24 de octubre de 2012

Resumen del accidente

La tripulación, compuesta por un piloto y un ingeniero de a bordo, estaban realizando trabajos aéreos de transporte de carga externa con helicóptero, consistentes en el traslado de carga diversa desde la entrada del barranco de Las Angustias (punto de carga) hasta tres lugares diferentes ubicados dentro de la Caldera de Taburiente, así como el transporte de material de desecho desde éstos hasta el punto de carga.

Para el transporte de la carga utilizaban un cable de acero de 20 m de longitud fijado a través de una argolla antigiratoria al gancho de carga baricéntrico del helicóptero.

Descargaron un depósito en P-3. El personal de apoyo en tierra indicó a la tripulación que no podían enganchar la carga de basura, debido a que se encontraba en P-1, que estaba ubicado unos 300 m barranco adentro de donde estaban ellos y que les llevaría tiempo llegar hasta allí, y les pidieron que hicieran el vuelo hasta la zona de carga en vacío.

La tripulación accedió a ello e inició el vuelo de regreso sin carga. Poco tiempo después escucharon un ruido fuerte proveniente de la zona de cola del helicóptero, e inmediatamente después éste comenzó a girar sobre sí mismo en sentido anti horario, visto desde arriba.

El piloto ordenó al mecánico que parase los motores para entrar en autorrotación y efectuar una toma de emergencia. Consiguió detener el giro de la aeronave después de que ésta hubiera dado 3 vueltas completas sobre sí misma, y se dirigió hacia la zona de Dos Aguas para hacer la toma.

En la maniobra de recogida no se neutralizó toda la velocidad de avance del helicóptero, a causa de lo cual éste contactó violentamente con el terreno, produciéndose posteriormente su vuelco hacia la izquierda.

Los dos ocupantes de la aeronave resultaron heridos de carácter grave, en tanto que la aeronave tuvo daños importantes.

La investigación ha determinado que la causa del accidente fue la realización de un vuelo a altitudes que no aseguraban una adecuada separación con el terreno circundante, con la eslinga de carga externa en vacío, lo que permitió que el extremo inferior de la eslinga se enganchara en algún punto del terreno, lo que produjo la desestabilización del helicóptero.

Asimismo, se han identificado los siguientes factores contribuyentes:

- La deficiente planificación del trabajo a realizar.
- El fallo en la adherencia a los procedimientos operacionales.
- Las contradicciones existentes entre los manuales de vuelo y de operaciones.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El helicóptero estaba arrendado por la empresa Hispánica de Aviación, S.A., para realizar trabajos de transporte de carga externa en el interior del Parque Nacional de La Caldera de Taburiente. Los trabajos consistían en el traslado de carga diversa hacia varios puntos situados en su interior y el transporte de material de desecho hacia el exterior en el vuelo de vuelta.

El helicóptero, que estaba basado en la isla de Tenerife, se trasladó el día anterior al aeropuerto de La Palma con un piloto y un ingeniero de a bordo como tripulación de vuelo, un mecánico perteneciente al operador y un técnico de la empresa arrendadora.



Figura 1. Ubicación de los puntos de carga (salida) y descarga (P1, P2 y P3), así como emplazamiento de los restos principales y otros de la aeronave

El material a transportar se había depositado en el aparcamiento que hay a la entrada del Barranco de las Angustias, en la zona denominada «La Viña», que se utilizaría como zona de carga. En el interior de La Caldera se habían definido dos puntos, P-1 y P-2, a los que había que transportar este material y en los cuales se habían depositado las sacas con el material de desecho.

El día anterior al del accidente se añadió un nuevo punto, P-3, muy próximo a P-2, al que habría que transportar un depósito de una depuradora.

Para el transporte de la carga se utilizaba una eslinga consistente en un cable de acero de 20 m de longitud fijado a través de una argolla antigiratoria al gancho de carga baricéntrico del helicóptero. El otro extremo del cable disponía de un gancho estándar de apertura únicamente manual, por lo que tanto el enganche como la suelta de la carga debían ser realizadas desde tierra por personal de apoyo, mientras el helicóptero se mantenía en vuelo estacionario.

A las 8:12 h del día del accidente, el helicóptero despegó del aeropuerto de La Palma, con estas cuatro personas a bordo, y se dirigieron a la zona de carga de «La Viña», aterrizando en ella.

Alrededor de las 9:00 h, y ya sólo con la tripulación a bordo de la aeronave, se comenzaron los trabajos de transporte de las cargas. La primera, consistente en una carga de cemento, fue llevada hasta el punto P-2. Allí recogieron una carga de basura y se dirigieron al punto P-3, con objeto de evaluar la viabilidad de la operación en él, ya que no lo habían podido inspeccionar previamente. Después de ello se dirigieron a la zona de carga.

El personal de apoyo liberó la saca de basura de la eslinga y a continuación procedió a enganchar el depósito de la depuradora. Una vez que la tripulación recibió la confirmación de que la carga estaba correctamente enganchada, iniciaron el vuelo hacia el punto P-3.

Varios minutos después llegaron a las proximidades de este punto, y contactaron por radio con los operarios que estaban en tierra, quienes les dieron indicaciones acerca del punto exacto en el que depositar la carga. Asimismo, también indicaron a la tripulación que no podían enganchar la carga de basura, debido a que se encontraba en P-1, que estaba ubicado unos 300 m barranco adentro de donde estaban ellos y que les llevaría tiempo llegar hasta allí, y les pidieron que hicieran el vuelo hasta la zona de carga en vacío.

La tripulación accedió a ello, y comenzó a ascender. Una vez que hubo ganado unos metros de altura, el helicóptero comenzó a desplazarse hacia delante, aumentando su velocidad paulatinamente. Se alejó con rumbo ENE (este nordeste) hacia el interior de

la Caldera y segundos después realizó un viraje de 180° por la izquierda para dirigirse hacia la zona de carga.

Según declaró el ingeniero de a bordo, menos de 1 minuto después de este viraje escucharon un ruido fuerte proveniente de la zona de cola del helicóptero, e inmediatamente después éste comenzó a girar sobre sí mismo en sentido anti horario, visto desde arriba.

El piloto ordenó al ingeniero de a bordo que parase los motores para eliminar el par y detener el giro, consiguiendo detener el giro de la aeronave después de que ésta hubiera dado 3 vueltas completas sobre sí misma. Seguidamente dirigió el helicóptero en vuelo sin potencia hacia la zona de Dos Aguas donde realizó la maniobra de autorrotación hasta el suelo, finalizando sobre el talud de un montículo y volcado sobre su costado izquierdo.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Graves	2		2	
Leves				No aplicable
Ilesos				No aplicable
TOTAL	2		2	

Ambos miembros de la tripulación resultaron heridos de carácter grave.

1.3. Daños a la aeronave

Como consecuencia del impacto final contra el terreno, la aeronave sufrió daños de importancia, que afectaron fundamentalmente a las siguientes áreas:

- Rotor principal, con desprendimiento y fragmentación de las cuatro palas.
- Cono de cola. Se separó de la célula por rotura en la zona próxima a la unión a ésta. Asimismo, su parte final también se rompió en la zona de la caja de 42°.
- La cabina de vuelo resultó seriamente dañada en la parte delantera e inferior.

1.4. Otros daños

No hubo más daños.

1.5. Información personal

1.5.1. Comandante (JAR-FCL)

- Edad: 56 años
- Nacionalidad: Polaca
- Licencia: ATPL (helicóptero), válida hasta 21/03/2011
- Habilitaciones:
 - W-3 Sokol, válida hasta 18/01/2012
 - Mi2, válida hasta 11/01/2012
 - TRI W-3 Sokol, válida hasta 18/10/2013
 - IR, válida hasta 29/01/2011
 - FI, válida hasta 1/10/2012
 - FFF (extinción de incendios), válida hasta 11/01/2012
 - Agro (aplicaciones agrícolas) válida hasta 19/02/2013
- Mantenía una competencia lingüística de nivel 4 en inglés.
- Horas totales de vuelo: 7.703 h
- Horas de vuelo en el tipo de aeronave: 3.560 h

1.5.2. Ingeniero de a bordo (OACI) (no JAR-FCL)

- Edad: 53 años
- Nacionalidad: Polaca
- Licencia: FEL (licencia de Ingeniero de a bordo), válida hasta 19/05/2014
- Habilitaciones: W-3 Sokol, válida hasta 15/10/2011
- Horas totales de vuelo: 5.343 h
- Horas de vuelo en el tipo de aeronave: 4.525 h
- Realizado y aprobado el test para el mantenimiento de la Licencia de ingeniero de a bordo (Wzór Nr 62 (02.04.2010)) el 15/10/2010

1.6. Información sobre la aeronave

Marca: PZL Swidnik
Modelo: W3AS
Número de serie: 31.02.04

Año de construcción:	1988
Certificado de aeronavegabilidad:	Válido hasta 9/06/2011
Motor izquierdo:	PZL-10W, S/N: 219954017AS
Motor derecho:	PZL-10W, S/N: 219954018AS
Peso en vacío:	3.850 kg
Máximo peso al despegue:	6.400 kg
Horas célula:	3.103,98 h

1.6.1. Registro de mantenimiento

De acuerdo al plan de mantenimiento, la aeronave tiene inspecciones de 25 h, 50 h, 100 h, 300 h, 600 h, 12 meses y 24 meses.

El estado de mantenimiento en el momento del accidente era el siguiente:

Tipo de inspección	Fecha realización	Horas célula	Próxima
24 meses	7/04/2010	3.057,06	6/04/2012
12 meses	7/04/2010	3.057,06	7/04/2011
600 h	7/04/2010	3.057,06	3.657,06 h
300 h	7/04/2010	3.057,06	3.357,06 h
100 h	22/02/2011	3.102,31	3.202,31 h
50 h	22/02/2011	3.102,31	3.152,31 h
25 h	22/02/2011	3.102,31	3.127,31 h

1.6.2. Manual de vuelo

1.6.2.1. Operación con el gancho externo

El manual de vuelo de la aeronave contiene un suplemento para la operación con el gancho de carga externo, en el que se proporcionan instrucciones sobre limitaciones, procedimientos normales, procedimientos de emergencia y actuaciones, que sustituyen a alguna de las facilitadas en el PART 1 del manual de vuelo.

La Sección 1 de este suplemento está dedicada a «Limitaciones», y contiene las siguientes limitaciones operacionales y restricciones:

- Excepto para estacionarios o maniobras en estacionario las operaciones con eslinga sin peso están prohibidas.

- Los ángulos máximos de alabeo en vuelo con carga externa son:
 - 20° para helicópteros con peso de 13.450 lb (6.100 kg) o menos.
 - 15° para helicópteros con peso superior a 13.450 lb (6.100 kg).

1.6.2.2. Procedimientos de emergencia

1.6.2.2.1. *Fallo del rotor de cola*

La sección 3, procedimientos de emergencia, del manual de vuelo de la aeronave contiene un apartado dedicado a los fallos del rotor de cola. En el mismo se indica que, a efectos del manual, se consideran fallos de rotor de cola tanto las pérdidas de control del rotor de cola, como las pérdidas de potencia del rotor o los daños en sus palas.

Indica que las pérdidas de potencia en el rotor de cola son más críticas que las disfunciones en su sistema de control. Así mismo, señala que cuando se produce la ruptura de los mecanismos de control de paso de las palas del rotor de cola, éstas se quedarán posicionadas en un ángulo de 7°, que permite el vuelo recto sin deslizamiento dentro de las rangos de velocidades de 22 a 32 KIAS.

Distingue cuatro supuestos de fallo:

- Pérdida de potencia en el rotor de cola durante vuelo estacionario;
- Fallo de control del rotor de cola en estacionario durante el despegue o en vuelo de avance;
- Pérdida de potencia en el rotor de cola en vuelo de avance, y
- Daños en el rotor de cola.

En lo que respecta a la pérdida de potencia en el rotor de cola en vuelo de avance facilita las siguientes instrucciones sobre cómo reconocer el fallo y el procedimiento a aplicar:

- Indicios:
 - Excesivo ruido y vibración en la zona final del cono de cola.
 - Fuerte guiñada a la izquierda y alabeo a la derecha.
 - Ausencia de respuesta a la acción sobre los pedales.
- Procedimiento:
 1. Reducir colectivo en la medida necesaria para detener la guiñada.
 2. Establecer el vuelo a velocidad Vy¹.

¹ Vy: velocidad de mejor régimen de ascenso.

3. Controlar la guiñada con el colectivo.
 4. Aterrizar tan pronto como sea posible².
- Cuando se vaya a hacer el aterrizaje:
 1. Entrar en autorrotación con potencia a velocidad Vy.
 2. Cuando el aterrizaje esté asegurado apagar los motores.
 3. Continuar el aterrizaje en autorrotación.

1.6.2.2.2. *Aterrizaje en autorrotación*

El manual de vuelo describe la maniobra para ejecutar un aterrizaje en autorrotación en las siguientes condiciones:

1. Establecerse en senda autorrotativa con una velocidad igual a la que correspondería a la de mejor régimen de ascenso (Vy) y con 105% de vueltas de rotor principal (Nr).
2. A una altura de 100 ft (30 m) por encima de la superficie de contacto, o inferior si el peso del helicóptero es menor que el máximo permitido, ejecutar una recogida³ hasta una actitud de 20° de morro alto moviendo la palanca del cíclico hacia atrás durante 2 ó 3 segundos sin cambios en el colectivo.
3. A una altitud entre 23...16 ft (7...5 m) nivelar a una actitud de 8° de morro alto y simultáneamente incrementar el colectivo hasta el máximo en el momento del contacto con el suelo.
4. Minimizar el rodaje por el suelo llevando la palanca de cíclico hacia atrás pero no más allá de la mitad de su recorrido entre la posición neutra y el final, y reduciendo el colectivo hasta la mitad de su recorrido.
5. Bajar la palanca de colectivo y utilizar al máximo los frenos de las ruedas para detener el helicóptero.

1.7. Información meteorológica

Los Metar del aeropuerto de La Palma desde las 07:00 UTC hasta las 10:30 UTC del día del accidente son los siguientes:

240700Z 32008KT 290V360 9999 BKN030 18/12 Q1021
240730Z 32006KT 9999 BKN030 18/12 Q1021
240800Z 35007KT 9999 BKN030 18/12 Q1022

² Según definición contenida en el manual de vuelo su significado es: aterrizar sin demora en la zona apropiada más próxima en la que la aproximación y el aterrizaje estén razonablemente asegurados.

³ La recogida es una maniobra consistente en levantar el morro del helicóptero al objeto de detener su velocidad de avance y disminuir el régimen de descenso

240830Z 34007KT 9999 BKN030 18/12 Q1022
240900Z 33007KT 310V010 9999 BKN030 18/12 Q1022
240930Z 34008KT 300V360 9999 BKN030 19/12 Q1023
241000Z 35008KT 320V030 9999 BKN030 20/12 Q1023
241030Z 36008KT 330V040 9999 BKN030 20/12 Q1023

A partir de ellos, se puede indicar que durante el periodo de tiempo que abarcan, el viento tuvo una dirección predominantemente Norte (entre 40° y 320°) y su intensidad fue baja (igual o menor de 8 kt), la visibilidad fue igual o mayor de 10 km, había cielo nuboso (de 5 a 7 octas) con base de nubes a 3.000 ft, la temperatura estuvo entre 18 °C y 20 °C, el punto de rocío era de 12 °C y el QNH estuvo comprendido entre 1.021 hPa y 1.023 hPa.

Se dispone también de datos meteorológicos procedentes de una estación situada en la localidad de El Paso, que se encuentra en la vertiente oeste de la isla y más próxima al lugar del accidente que el aeropuerto.

Hora	Temperatura (°C)	Punto de rocío (°C)	Velocidad media del viento (km/h)	Velocidad máxima del viento (km/h)	Dirección del viento
07:30	8,6	-1,0	3,2	6,4	ESE
08:00	9,2	-0,4	4,8	8,0	ESE
08:30	9,2	0,1	3,2	8,0	E
09:00	11,4	1,1	4,8	8,0	ESE
09:30	14,9	4,3	3,2	6,4	ESE
10:00	17,9	4,4	1,6	4,8	ESE

Por otra parte, se dispone también de los datos que aportaron los testigos, que indicaron que el viento era muy suave y la visibilidad buena.

1.8. Ayudas para la navegación

No es aplicable. El vuelo se realizaba bajo las reglas del vuelo visual.

1.9. Comunicaciones

El personal de apoyo para las operaciones de carga y descarga que se encontraba tanto en la zona de carga de «La Viña», como en los 3 puntos situados dentro de la Caldera, contaba con emisoras de radio mediante las que podían establecerse comunicaciones en ambos sentidos con la tripulación.

No estaba previsto que estas comunicaciones quedasen registradas, por lo que no existía ningún sistema en el que quedasen grabadas.

No obstante, el registrador de voces en cabina (CVR) de la aeronave sí grabó varias comunicaciones mantenidas entre la tripulación y el personal de apoyo en tierra.

1.10. Información de aeródromo

No aplicable.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave estaba equipada con un registrador de voces en cabina (CVR) y con un registrador de datos de vuelo (FDR).

1.11.1. Registrador de datos de vuelo (FDR)

La aeronave estaba equipada con un registrador de datos de vuelo (FDR), BUR-1-2, con P/N: MLP-23-1 y S/N: 10453, que fue descargado en el laboratorio de la Agencia Federal de Investigación de Accidentes de Aviación de Alemania (BFU).

Contenía algo más de 44 horas de vuelo de grabación, registrando datos de 78 parámetros, de los cuales 24 son analógicos, 44 discretos y 10 descriptivos.

Se observó que hacia el final de la grabación había un instante, $t = 1.803$ s, en el que se habían registrado valores elevados en varios parámetros, y que a partir de ese momento comenzó cierto descontrol en el vuelo de la aeronave. A fin de facilitar su estudio, se va a dividir el vuelo en 3 fases: antes, alrededor de y después del instante $t = 1.803$ s.

A) Antes del evento

El periodo estudiado abarca desde el momento en el que la aeronave está iniciando el estacionario para descargar el depósito de la depuradora, hasta el instante en el que se registran altos valores de aceleración vertical ($t = 1.803$ s).

Como puede observarse en el gráfico de la figura 2, en el instante ($t = 1.756$ s) el helicóptero salió del estacionario, una vez que el personal de tierra soltó el depósito del gancho y lo comunicó a la tripulación, ganando altura y velocidad y alejándose con rumbo aproximado de 60° durante unos 9 s, tras lo cual comenzó a virar a la izquierda hasta alcanzar 14 s después un rumbo de 210° , lo que indicaría que el helicóptero debió

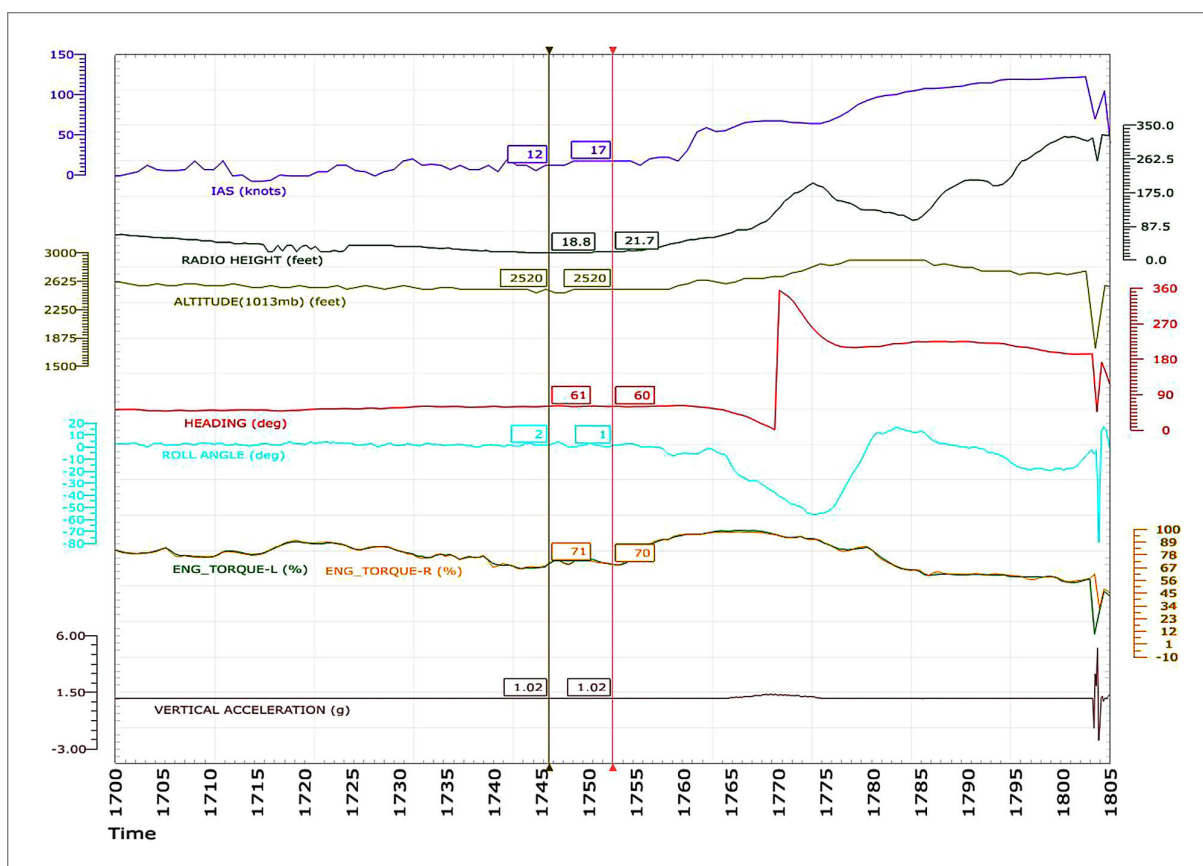


Figura 2. Evolución de la velocidad indicada, radioaltura, altitud, rumbo, ángulo de alabeo, par suministrado por los motores y aceleración vertical durante 105 s

internarse un poco más hacia el fondo del valle, hasta que llegó a una zona de mayor anchura en la que hizo un viraje de casi 180° para dirigirse valle abajo hacia el punto de carga. Durante el estacionario el valor de altitud que quedó registrado en el FDR fue de 2.520 ft. Al final del viraje el helicóptero había ascendido hasta una altitud de 2.904 ft, lo que supone un ascenso de 384 ft, y su velocidad indicada (IAS) en ese momento era de 79 kt.

La velocidad de la aeronave continuó aumentando paulatinamente, en tanto que la altitud disminuyó, y en la parte final quedó relativamente estable, ya que osciló ligeramente en torno a los 2.750 ft.

Durante el estacionario se observa que el par motor suministrado por cada uno de los motores fue prácticamente idéntico y sus valores oscilaron entre el 65% y el 75%. Una vez que el helicóptero comenzó a salir de estacionario y empezó a ganar velocidad y altitud, se aprecia que el par motor suministrado por los motores aumentó hasta alcanzar valores máximos del 99% durante el viraje de 180°. A partir de este momento los valores de estos dos parámetros fueron disminuyendo hasta alcanzar valores cercanos al 60%, en tanto que la velocidad indicada iba aumentando.

El comportamiento de los sistemas de control de la aeronave puede evaluarse a través de la comparación de la posición de las palancas de mando con la posición de los elementos sobre los que actúan. Los pares de parámetros analizados fueron los siguientes:

- Posiciones de la palanca del mando colectivo – desplazamiento del plato oscilante.
- Desplazamiento longitudinal de la palanca del mando cíclico – inclinación longitudinal del plato oscilante.
- Desplazamiento lateral de la palanca del mando cíclico – inclinación lateral del plato oscilante.
- Desplazamiento del pedal derecho – desplazamiento de la varilla de actuación sobre el mecanismo de cambio de paso del rotor de cola.

Se observó que durante toda esta fase del vuelo hubo coherencia entre las acciones efectuadas por el piloto sobre las palancas de control y las posiciones adoptadas por los elementos sobre los que actúan.

Asimismo, el comportamiento de la aeronave resultó ser consistente con el mando realizado.

El parámetro «Altitude (1.013 mb)» registra el valor de la altitud-presión, que es la altitud que correspondería en la atmósfera estándar a la presión estática medida. Por lo tanto, para determinar la altitud real a partir de este parámetro es preciso efectuar una corrección. En este caso para hacer ese cálculo se pueden utilizar los datos de los valores de la altitud barométrica grabados en los dos estacionarios realizados en la zona de carga, que fue de 720 ft en, y la altitud real del lugar, que es de 730 ft.

Por otra parte, hay que tener en cuenta que el dato de altitud grabado es estando el helicóptero en estacionario, a unos 15 m sobre el terreno. Por lo tanto, la altitud real a la que estaría el helicóptero sería el resultado de sumar la radioaltura, 50 ft, a la altitud real del terreno, 730 ft, lo que da un valor de 780 ft. Como quiera que la altitud que marcaba era de 720 ft, la diferencia con la altitud real sería de 60 ft (780 ft-720 ft).

Por lo tanto, para determinar la altitud real a la que volaba el helicóptero a partir del valor de la altitud barométrica «Altitude (1.013 mb)» grabado en el FDR, es preciso sumarle 60 ft a ésta última.

B) Alrededor del instante $t = 1.803$ s

En esta fase se pretende estudiar con detalle la evolución de los parámetros de vuelo en el entorno del instante en el que se registraron altos valores de aceleración vertical. El periodo a analizar abarca 10 s, entre los instantes $t = 1.800$ s y $t = 1.810$ s. La figura 3 contiene la representación de la evolución de los valores de varios parámetros durante un lapso de tiempo de 20 s, que se inicia 3 s antes del $t = 1,803$ s y finaliza 17 s después.

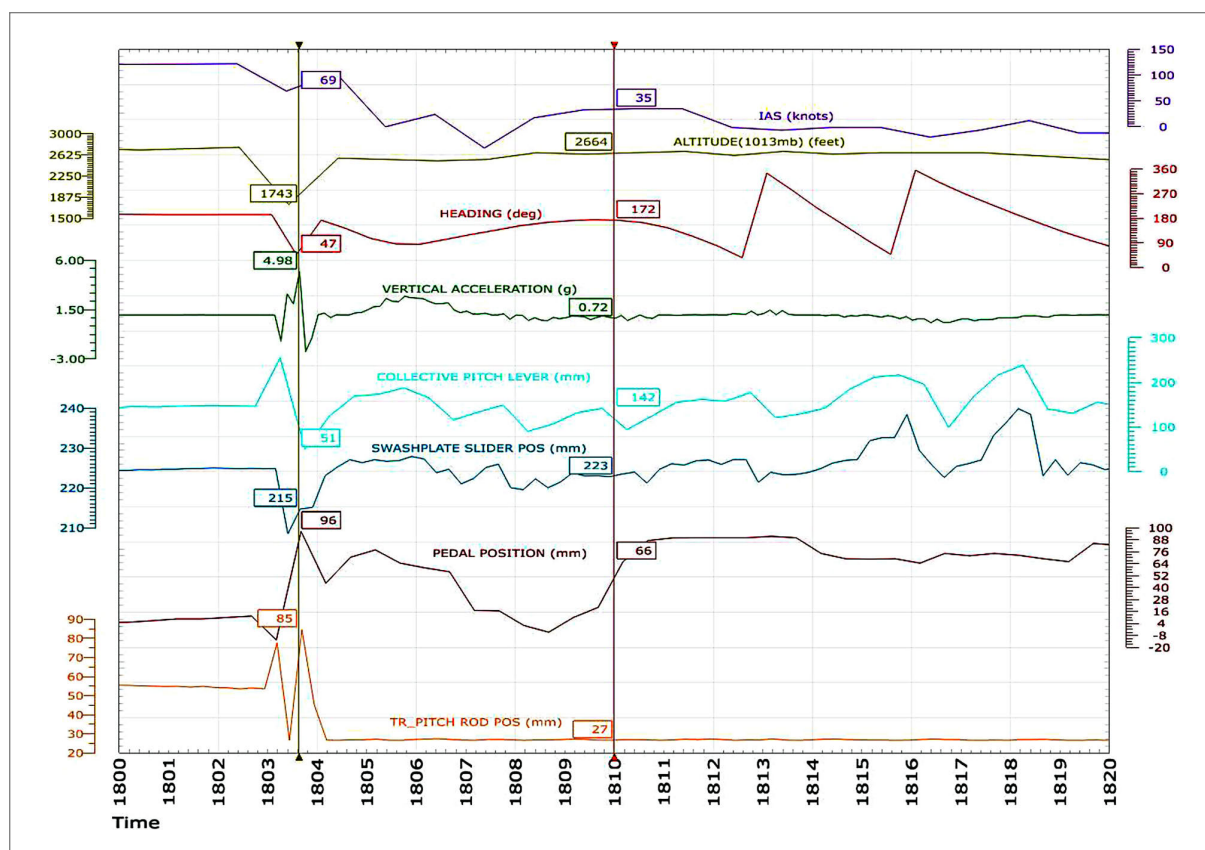


Figura 3. Evolución de la velocidad indicada, altitud, rumbo, aceleración vertical, posición palanca colectivo, desplazamiento del plato oscilante (colectivo), posición pedal derecho y desplazamiento varilla de actuación del cambio de paso de las palas del rotor de cola, entre los instantes $t = 1.800$ s y $t = 1.820$ s

Según los datos registrados, en los segundos inmediatamente anteriores al instante $t = 1.803$ s, la aeronave volaba con un rumbo de 193° , a una velocidad indicada de 122 kt, altitud de 2.760 ft (2.820 ft corregida), las revoluciones del rotor principal eran del 105%, alabeada 6° a la izquierda, con un ángulo de cabeceo de -4° y con los motores suministrando cada uno de ellos un par de potencia del 56%.

En el instante $t = 1.803$ s comenzaron a registrarse valores muy altos de aceleración vertical. Se aprecia también que en el intervalo de tiempo comprendido entre este instante y 2 s después, varios parámetros registraron valores muy elevados, que en algunos casos cabría calificar como físicamente imposibles.

Así, el parámetro altitud barométrica tiene en 3 s sucesivos, concretamente en los instantes $t = 1.803$ s, $t = 1.804$ s y $t = 1.805$ s, valores de 2.760 ft, 1.750 ft y 2.520 ft, respectivamente.

Los parámetros de rumbo («heading»), velocidad del rotor principal y velocidad indicada también registraron valores aparentemente anómalos en ese intervalo de tiempo.

La experiencia demuestra que no es infrecuente el hecho de que se produzcan errores en la lectura y/o grabación de algunos parámetros cuando una aeronave se ve sometida a altos valores de aceleración. En cuanto al propio parámetro de aceleración, suele tener una mayor integridad debido a que los acelerómetros están diseñados para medir valores elevados de aceleración.

A la vista de lo anterior cabe concluir que los valores de los parámetros, distintos a las aceleraciones, registrados entre los instantes $t = 1.803$ s y $t = 1.805$ s no pueden considerarse fiables desde un punto de vista cuantitativo, aunque sí pueden serlo desde un punto de vista cualitativo. Es decir, si bien los valores obtenidos están fuera de los rangos de operación, puede considerarse que los mismos reflejan adecuadamente el orden de magnitud o la tendencia de la variación del parámetro.

A partir del instante $t = 1.805$ s se observa que los parámetros vuelven a tomar valores próximos a los que tenían antes de $t = 1.803$ s, salvo los siguientes que presentan variaciones significativas:

- La altitud que descendió 240 ft.
- La velocidad indicada que disminuyó hasta 24 kt.
- La varilla de cambio de paso de las palas del rotor de cola se desplazó a un valor de 26 mm donde permaneció hasta el final, a pesar de las variaciones que se registraron en las posiciones de los pedales.
- El rumbo siguió incrementando hasta el valor de $174,5^\circ$ en $t = 1.809$, comenzando a disminuir en ese instante.

C) Después del evento

Desde el instante $t = 1.810$ s hasta el $t = 1.845$ s. Aunque la grabación termina en el instante $t = 1.850$ s, no se han tenido en cuenta los valores registrados a partir de $t = 1.845$ s, al considerarse que no son válidos.

El rumbo disminuye (indica giro a la izquierda) de forma acusada. Así, entre los instantes $t = 1.810$ s y $1.811,5$ s hay cuatro grabaciones con valores de $172,5^\circ$, $163,4^\circ$, $144,9^\circ$ y $114,2^\circ$.

En $t = 1.813$ s el rumbo ya ha sobrepasado el Norte magnético y el helicóptero continúa girando a la izquierda, de forma que en el instante $t = 1.814,5$ s ya ha efectuado un giro de más de 360° . La aeronave continúa girando y completa dos giros más, invirtiendo un tiempo de 4 s en realizar el primero y 10 s en el último. En total el helicóptero ha hecho tres giros completos alrededor de su eje vertical en un tiempo de 18,5 s. A partir de $t = 1.829$ s el rumbo de la aeronave se mantiene relativamente estable hasta el final de la grabación. El último rumbo grabado es de $151,5^\circ$.

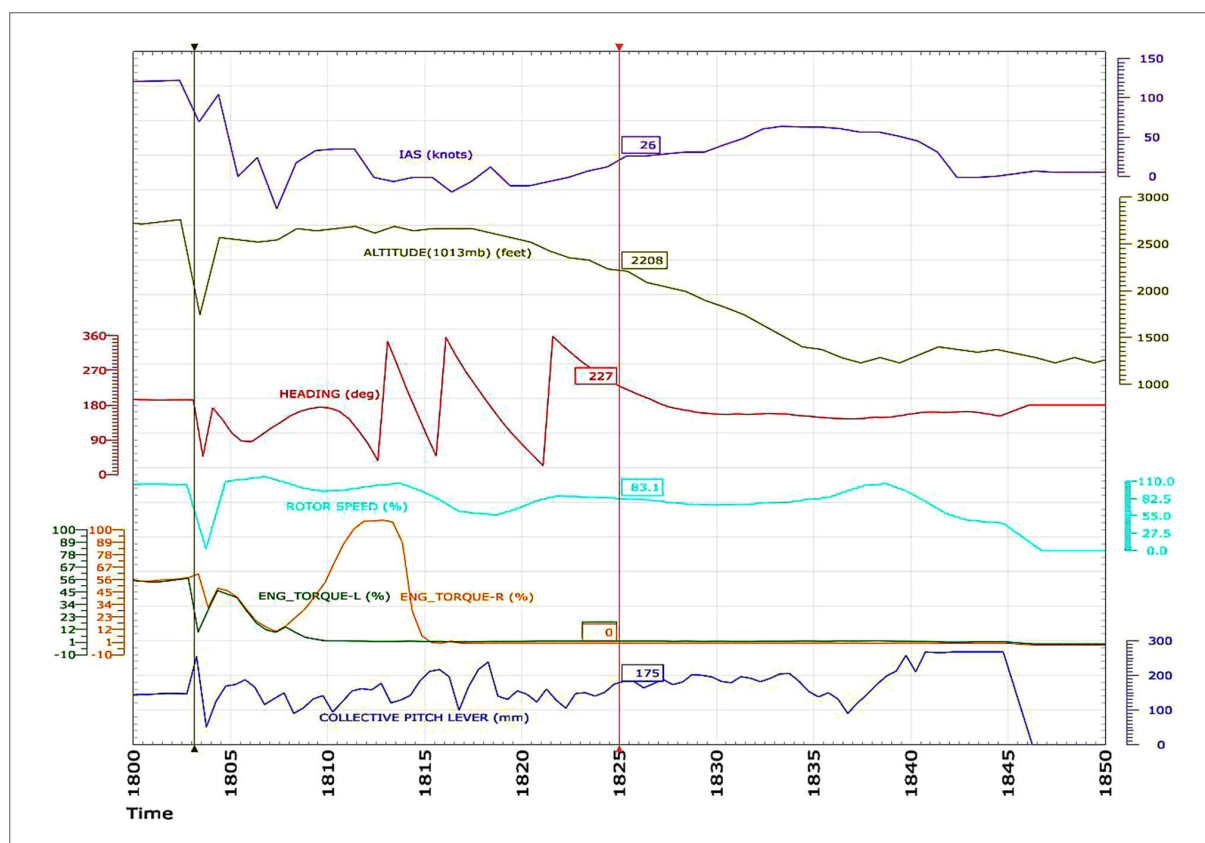


Figura 4. Evolución de la velocidad indicada, altitud, rumbo, velocidad del rotor, pares suministrados por los motores y posición de la palanca de mando colectivo, durante la última fase del vuelo

Evolución de otros parámetros:

- Ángulo de cabeceo: se mantiene con valores negativos (morro abajo), hasta 8 s antes del final de la grabación, momento en el que cambia el signo (morro arriba) que se mantiene hasta el final. En estos últimos 8 s el ángulo de encabritado llega a valores de 57°.
- Ángulo de balanceo: hay un predominio de valores negativos (alabeo a la izquierda).
- Par suministrado motor 1: en $t = 1.810$ s está ligeramente por debajo del 10% y disminuyendo.
- Par suministrado motor 2: en $t = 1.810$ s se encuentra al 22,84% y aumentando. En el instante $t = 1.815$ alcanza su valor máximo, 107,46%, y a partir de aquí comienza a disminuir, de forma que 3 s después ya era inferior al 5%.
- Velocidad de giro rotor principal: al inicio de este periodo están al 99,06%. En los dos segundos siguientes disminuyen ligeramente hasta el 94,16%, para luego aumentar hasta alcanzar un máximo de 106,79% en $t = 1.813$ s. Cuatro segundos más tarde han descendido hasta 57,10%, instante en que se inicia una recuperación de vueltas hasta alcanzar el valor de 106,79% en los instantes $t = 1.836$ s y $t = 1.837$ s. Desde este momento hasta el final del periodo (8 s) las revoluciones del rotor disminuyen de forma progresiva, hasta el 43,54% que es la última lectura.

- Colectivo: Entre los periodos $t = 1.815$ s y $t = 1.833$ s la palanca es desplazada hacia arriba y hacia abajo de su recorrido medio. A partir de este último periodo hay un marcado desplazamiento hacia la parte más baja del recorrido durante dos segundos, iniciándose a continuación un incremento hacia la parte superior del recorrido donde se mantendrá hasta el final del registro.
- Altitud: en $t = 1.810$ s es de 2.664 ft. Se mantiene estable durante los 7 s posteriores. A partir de aquí, hasta $t = 1.839$ s, realiza un descenso hasta alcanzar una altitud de 1.228,6 ft, a un régimen medio de 3.900 ft/min. Desde este momento hasta el final de la grabación hay 5 lecturas más, con valores comprendidos entre 1.400 y 1.342,9 ft, siendo el último valor registrado de 1.342,9 ft.
- IAS: en $t = 1.810$ s el valor grabado de este parámetro es de 34,80 kt. Hasta $t = 1.822$ s se registran valores negativos de IAS. A partir de $t = 1.823$ s los valores grabados son positivos y van incrementándose de forma que en $t = 1.832$ s ya está por encima de 60 kt, manteniéndose en ese entorno durante los 6 s siguientes. Desde este momento hasta el final de la grabación hay 6 registros, que indican que la velocidad bajó hasta ser prácticamente nula.
- Aceleración vertical: Durante toda esta fase registra valores próximos a 1, a excepción de un lapso de 3 s, entre los instantes $t = 1.837$ s y $t = 1.839$ s, durante los que se registran valores mayores con un pico de 2,11 g. En los 5 s restantes hasta el final

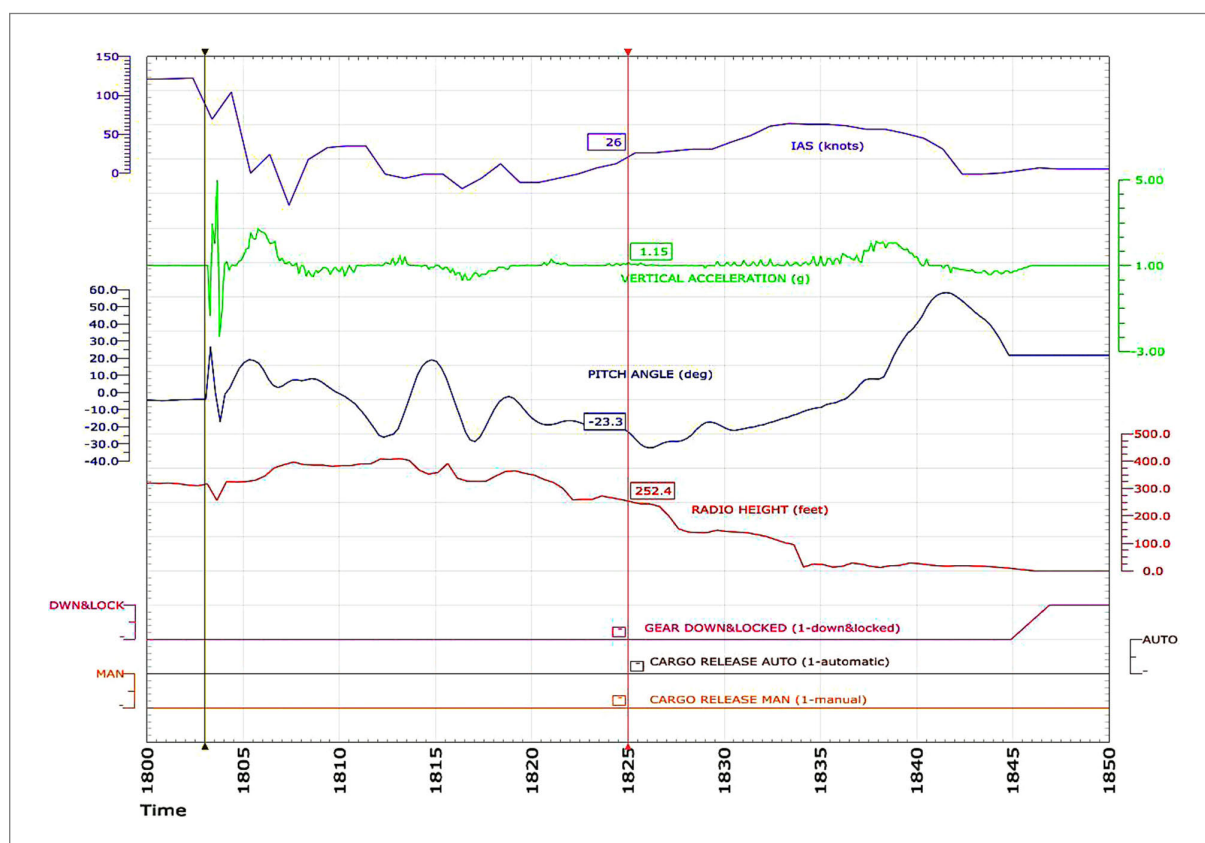


Figura 5. Evolución de la velocidad indicada, aceleración vertical, ángulo de cabeceo, radioaltura, peso en tren, y aperturas automática y manual del gancho de carga durante la última fase del vuelo

de la grabación el valor predominante de la aceleración vertical es inferior a 1, con un valor mínimo de 0,68 g.

- Radioaltura. Al inicio de esta fase el radioaltímetro daba una altura de 348,1 m, que aumentó ligeramente durante los tres segundos siguientes. A partir de este instante se observa que este parámetro muestra una tendencia general a ir disminuyendo, aunque con alguna subida puntual. Desde $t = 1.826$ s se aprecia un incremento en la disminución de la altura, de forma que en 8 s pasa de 244 m a 25 m. Hasta el final de la grabación hay 10 s durante los que la altura sólo se reduce hasta 11,3 m, que corresponde al último dato grabado.
- Apertura del gancho de carga: Durante esta fase, ninguno de los dos parámetros discretos que registran la apertura, uno la eléctrica y el otro en emergencia (manual), del gancho de carga, grabó que se actuara sobre ninguna de ellas.
- Peso en tren («gear down&locked»). Este es un parámetro discreto que registra el estado, cerrado o abierto, de un interruptor situado en la pata derecha del tren principal. Este interruptor se encuentra abierto durante el vuelo, y se cierra en el aterrizaje, cuando el tren soporta el peso de la aeronave. Durante toda esta fase este parámetro discreto grabó la señal de interruptor abierto, que corresponde a vuelo.

1.11.2. *Registrador de voces en cabina (CVR)*

La aeronave estaba equipada con un registrador de voces en cabina (CVR) MARS-BM con P/N: 70A-10M y S/N: 275032, que grababa tres canales. En los canales 1 y 2 se grababan las señales procedentes de los micrófonos de comunicación de los tripulantes y de las comunicaciones de radio, en tanto que en el tercero se registraban las del micrófono de ambiente.

El registrador fue descargado en el laboratorio de la Agencia Federal de Investigación de Accidentes de Aviación de Alemania (BFU).

Los tres canales contenían información audible de calidad media y su duración era de 28 min cada uno.

Las conversaciones grabadas estaban parte en español y parte en polaco. Para la transcripción de estas últimas se requirió el apoyo de la Comisión de Investigación de Accidentes de Polonia, así como de un piloto del operador.

Para la sincronización de ambos registradores se ha utilizado el parámetro «VHF key» grabado en el FDR, que indica el momento en el que la tripulación pulsa el botón de la radio para establecer una comunicación por esta vía, y los instantes en los que se produjeron esas comunicaciones, que quedaron grabadas en el CVR.

Se han utilizado las cuatro transmisiones mantenidas durante el último estacionario, en el que se realizó la descarga del depósito en el punto 3. El siguiente cuadro muestra el

tiempo del CVR en que se hizo cada comunicación, su duración, el tiempo del FDR en que se pulsó el botón del transmisor, el tiempo en que éste estuvo pulsado y la diferencia entre los tiempos de ambos registradores.

Tiempo FDR	Duración FDR	Tiempo CVR	Duración CVR	Diferencia ⁴
1.648 s	8 s	2.091 s	7-8 s	443 s
1.662 s	3 s	2.105 s	3 s	443 s
1.756 s	1 s	2.198 s	1 s	442 s
1.778 s	6 s	2.220 s	6 s	442 s

Como se puede apreciar en los datos del cuadro anterior, existe una consistencia plena entre la duración de cada una de las llamadas registradas en ambos registradores, así como entre los lapsos de tiempo entre ellas, lo que permite dar por válidos los valores deducidos (tiempo FDR = tiempo CVR – 442 s).

A continuación se reflejan las conversaciones más significativas grabadas desde el momento en que la aeronave llegó con el depósito a las proximidades de P-2, hasta el final de la grabación. El «Tiempo» indicado en la tabla es el que correspondería al instante de que se trate en el «reloj» del FDR, determinado a partir del tiempo del CVR corregido por la diferencia entre ambos.

Tiempo	Fuente	Contenido	Observaciones
1.640	Mecánico	Veo a dos tíos (*) ⁵	
1.643	Operario tierra	A ver helicóptero ¿nos ves ya?	
1.648	Piloto	Sí, pero éste que (ilegible) tiene que estar el más lejos de mí. Para adelante.	
1.655	Operario tierra	(Ilegible) si me quedo escondido. No sé si me ves. Yo soy el más retirado, pero si me escondo más, no me ves.	
1.663	Piloto	Vale. Ahora está bien.	
1.664	Operario tierra	Yo voy a hacerte señas.	
1.673	Piloto	Mira a ver qué tengo que hacer.	
1.674	Mecánico	Durante 1,07 s el mecánico facilita al piloto indicaciones durante la maniobra de descenso para dejar la carga. (*)	
1.741	Mecánico	Ya está en tierra. (*)	
1.744	Operario tierra	Subiendo, subiendo.	

⁴ Tiempo CVR – tiempo FDR.

⁵ (*) Indica que esa conversación está en polaco en el CVR.

Tiempo	Fuente	Contenido	Observaciones
1.748	Mecánico	Arriba. Vamos, vamos (*)	
1.763	Mecánico	¿Vamos a por la basura? (*)	
1.764	Operario tierra	Me comentan si podría ahora ir vacío hacia abajo, coger una carga de cemento y llevarlo al punto número uno. Porque la carga que tienes que llevar del punto número tres, tenemos que subir nosotros y tardamos un poco para llegar.	
1.778	Piloto	Copiado. Entonces, eh, otro vuelo con cemento para punto número uno.	
1.783	Operario tierra	Sí, el más cerca que te queda a ti (ilegible).	
1.799	Piloto	¿Y qué?	
1.803			Se oye un ruido como «click, click».
1.806	Piloto	¡Taco!, ¡madre mía! (*)	Sonido de respiración agitada
1.810			Ruido 0,8 kHz
1.811	Piloto	¡Para motores! (*)	
1.814			Disminución régimen motor
1.833	Operario tierra	¡A ver helicóptero!, ¡a ver helicóptero!	
1.836	Piloto	¡Para los motores! (*)	
1.840			Disminución régimen motor
1.850		Fin de la grabación.	

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

1.12.1. Información de la zona del impacto y de los restos

Los restos del helicóptero quedaron en una superficie de unos 2.000 m², con dos niveles de terreno a diferentes alturas y situada en el fondo del Barranco formado por la confluencia de los arroyos del Almendro y de Las Traves, en el punto de coordenadas 28° 42' 24,72" N - 17° 52' 59,04" W, cuya altitud es de unos 430 m (1.410 ft). El lugar es denominado «Dos Aguas».

El terreno en el que impactó la aeronave es sumamente pedregoso, constituido por piedras sueltas, duras, de bordes muy afilados y de tamaños muy variados. Las laderas son sumamente escarpadas, y en su parte inferior están también cubiertas por piedras

sueltas. Debido a lo abrupto de la pendiente de las laderas, estas piedras están poco estables, lo que las hace muy proclives a los deslizamientos.

Estas características del terreno propician que los impactos de las diferentes partes de la aeronave no queden claramente marcados, bien por lo poco marcadas que quedan las piedras a causa de su dureza, o bien porque los deslizamientos que pueden producir los impactos pueden provocar que las marcas queden cubiertas por otras rocas o porque algún impacto sucediese en el cauce de los arroyos.



Figura 6. Vista aérea de los restos del helicóptero

Posiblemente por estos motivos, en este accidente no se apreciaron en el terreno marcas claras del impacto de la aeronave. Solamente se observó un impacto en la ladera junto a la que quedaron los restos principales, que produjo la rotura de un arbusto que había en esa zona, así como el deslizamiento de tierra y piedras que quedaron depositados en el fondo del valle.

Los restos principales del helicóptero quedaron parcialmente sobre un montículo y estaban apoyados sobre su costado izquierdo, con su eje longitudinal orientado a rumbo 060°, que coincide casi con la orientación del valle en ese tramo.

La parte delantera e inferior de la cabina apoyaba sobre el nivel superior del montículo y presentaba grandes daños con múltiples roturas por impacto. La pata de morro del tren de aterrizaje se había plegado hacia atrás y hacia la izquierda hasta apoyar contra la parte inferior del fuselaje. Dicha pata no presentaba impactos en las ruedas.

El gancho de carga se encontraba abierto. El tubo trasero del trapecio al que va fijado el gancho se había desprendido por rotura en sus dos extremos. La parte desprendida de este tubo no fue encontrada entre los restos.

El cono de cola, que se había separado del fuselaje por rotura en una zona muy próxima a su unión, se encontraba apoyado sobre el nivel inferior y alineado con el eje longitudinal del helicóptero, aunque girado 180° sobre su eje longitudinal, respecto de su posición normal.

La parte final del cono de cola presentaba otra rotura con separación de su zona final, justo al comienzo del estabilizador vertical.

El patín de cola presentaba en su placa de apoyo arañazos y dobleces en una de sus esquinas y las dos barras delanteras estaban rotas y fuertemente deformadas.

Las cuatro palas del rotor principal se habían roto en puntos cercanos a su raíz, posiblemente al impactar contra el terreno durante el vuelco de la aeronave, encontrándose a pocos metros de los restos principales.

No se apreció ninguna anomalía en la cabeza del rotor principal, ni en sus mecanismos de control.

Al pie de la ladera sur y próximos a la zona de dicha ladera en la que había habido un impacto, se encontraban apilados varios restos del helicóptero:

- La parte final del cono de cola que incluía el rotor de cola;
- La eslinga del gancho de carga, y
- Diversas piezas como las puertas delanteras derecha e izquierda, el carenado de la parte delantera e inferior de la cabina, el estabilizador horizontal izquierdo, y la cubierta de la antena del VOR que habían sido desplazadas hasta este lugar para favorecer la actuación de los equipos de rescate.

Las tres palas del rotor de cola se encontraban rotas, dos prácticamente en la raíz y la tercera a unos 25 cm de ésta. Los fragmentos que faltaban de las palas no se encontraron en el lugar del impacto. Arrollada alrededor del eje y de la cabeza del rotor se encontró la eslinga de carga. El rotor giraba libremente y se comprobó que al hacerlo arrastraba el trozo de eje de transmisión que permanecía unido a él. Se comprobó igualmente que el mecanismo de cambio de paso, en la cabeza del rotor de cola, funcionaba correctamente, a pesar de los daños y deformaciones que presentaba alguna de las bieletas de su mecanismo.

Una vez desenrollada la eslinga, se comprobó que faltaba su extremo inferior. Se midió la longitud de este tramo que resultó ser de 19,80 m.

Delante de los restos principales se encontraba el asiento del ingeniero de a bordo que se había desprendido a causa de la rotura de los elementos de unión a la estructura de la aeronave.

Además de los indicados anteriormente, se comprobó que entre los restos no estaba la parte exterior del estabilizador horizontal derecho.

Esta última parte, un trozo de pala del rotor de cola y el extremo inferior de la eslinga de carga se encontraron en el barranco de Las Traves, concretamente en los puntos siguientes:

- Fragmento de pala: 28° 42' 44,83" N – 17° 52' 59,82" W
- Parte del estabilizador: 28° 42' 42,23" N – 17° 53' 02,70" W
- Extremo eslinga de carga: 28° 42' 38,26" N – 17° 53' 04,00" W

1.12.2. Inspección de los restos en taller

Los restos de la aeronave fueron rescatados del lugar del accidente y llevados hasta un hangar, donde fueron examinados con mayor detalle.

En los bordes de ataque de las palas del rotor de cola se encontraron marcas claras dejadas por el impacto con un cable.



Figura 7. Marcas de cable en borde de ataque de pala de rotor de cola

Se observó que la barra que une el gancho baricéntrico con el trapecio se encontraba doblada como consecuencia de haber apoyado fuertemente contra el propio trapecio. La posición del gancho que pudo producir este daño sería consistente con un tirón de la eslinga desde la parte de atrás del helicóptero. Asimismo, se comprobó que en esa posición la parte inferior del gancho interferiría con la barra del trapecio que se rompió y que no fue recuperada entre los restos. Al examinar esa zona del gancho se observó que la pintura había sido arrancada y el metal presentaba marcas fuertes de roce.

En la zona inferior trasera del fuselaje, a la altura de la parte en la que está rotulada la matrícula de la aeronave, se encontró una marca producida por un cable, cuya dirección era casi paralela a la del eje longitudinal de la aeronave.

En ambos motores se observó que en la unidad de control, la aguja que regula («metering needle») las distintas posiciones de operación del motor, se hallaba en la posición de 30°, que corresponde con ralentí de tierra.

El eje de transmisión de potencia al rotor de cola se había roto en tres puntos, que básicamente coinciden con las zonas de rotura del fuselaje de cola. Uno a la altura de la unión del fuselaje de cola a la célula y las otras dos en la zona de comienzo del estabilizador vertical, una a la entrada de la caja de 42° y la otra a la salida de ésta. Además el tramo comprendido entre la entrada a la caja de 42° y el fuselaje estaba totalmente suelto al haberse roto los puntos de soporte intermedios.

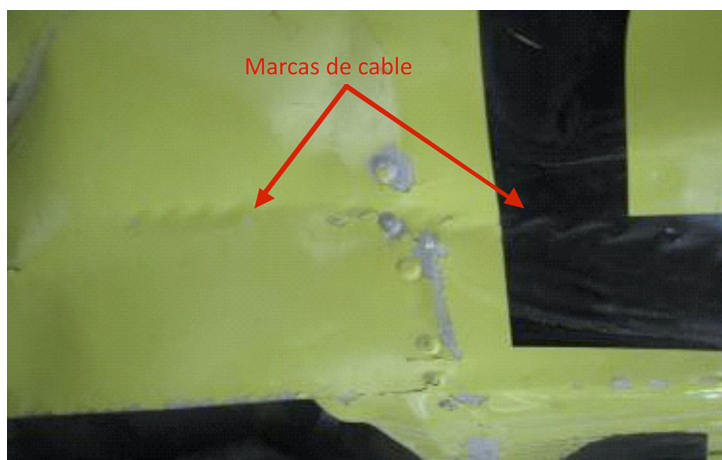


Figura 8. Marcas de cable en zona inferior trasera del fuselaje

Inspección del cable de la eslinga

Se estudió con detalle el cable de la eslinga, consistente en un cable de acero trenzado de 14 mm de diámetro.

Dicho cable está formado por un núcleo cordón de fibra vegetal, alrededor del cual están arrollados seis cordones, de 4,6 mm de diámetro cada uno, formados por treinta alambres cada uno de ellos. Cada alambre tiene 0,7 mm de diámetro.

En la inspección visual se observa que las secciones de rotura de los cordones no se encuentran a la misma altura.



Figura 9. Fotografías de la zona de rotura del cable. Parte superior a la izquierda e inferior a la derecha

La tabla siguiente muestra la distancia de cada sección de rotura a la sección que se ha denominado «S», que corresponde a la sección del cable en la que empieza a apreciarse el destrenzado de los cordones, así como una descripción del estado de los alambres en el entorno de las secciones de rotura.

Mazo	Distancia	Grado de destrenzado en el entorno de la rotura	Grado de estiramiento del cordón en el entorno de la rotura
N.º 1	50 cm	Casi todos los alambres destrenzados	Estirados alambres exteriores
N.º 2	53 cm	Destrenzados todos menos algunos centrales	Estirados todos menos algunos centrales
N.º 3	60 cm	Casi todos los alambres destrenzados	Estirados casi todos
N.º 4	65 cm	Casi todos los alambres destrenzados	Todos estirados
N.º 5	64 cm	Casi todos los alambres destrenzados	Todos estirados
N.º 6	66 cm	Destrenzados todos menos algunos centrales	Estirados todos menos algunos centrales

A nivel macrofractográfico se observó que las superficies de rotura de los alambres eran predominantemente del tipo copa y cono, apreciándose la existencia de un pequeño porcentaje de roturas en bisel.

Las características anteriores serían indicativas de un mecanismo de rotura por carga de tracción.

1.13. Información médica y patológica

No es de aplicación.

1.14. Incendios

No se produjo incendio en la aeronave o en el entorno.

1.15. Aspectos de supervivencia

No es de aplicación.

1.16. Ensayos e investigación

1.16.1. *Declaraciones de la tripulación*

1.16.1.1. Piloto

A causa de las lesiones sufridas durante el accidente, el piloto no estuvo en condiciones de ser entrevistado hasta varios meses después, aunque no pudo aportar información relevante, debido a que no recordaba absolutamente nada del día en el que ocurrió el accidente.

1.16.1.2. Ingeniero de a bordo

Comenzó su relato indicando que salieron desde la zona de carga, ubicada en «La Viña», con una carga de cemento que dejaron en el punto 2 y a continuación se dirigieron a otro punto situado algo más al fondo de la Caldera donde recogieron una carga de basura.

Tras ello iniciaron el vuelo de regreso a la zona de carga. En ésta dejaron la basura y cargaron un tanque de unos 400 kg de peso que trasladaron hasta el punto 1.

Durante el vuelo vigilaba la carga a través del espejo. Cuando iban con carga suspendida la veía en la parte inferior del espejo, que está colocado en la parte delantera derecha de la aeronave, y cuando no llevaban carga veía el gancho en la parte superior del espejo. Él observaba como el personal de tierra liberaba la carga y una vez hecho le indicó al piloto «carga suelta». Una vez soltada la carga ascendieron y comenzaron a ganar velocidad. Él iba vigilando el gancho, que estaba señalizado con un trozo de tela de color rojo, hasta pasados unos 30 s, donde dejó de mirarlo. Se dirigieron hacia el punto 3 en el que tenían que recoger otra carga de basura, volando por el barranco de Las Traves, a través del que discurre uno de los dos arroyos que confluyen en «Dos Aguas». Tenían previsto volver a vigilar el gancho ya cuando se encontraran en las proximidades del punto 3.

Volaban a una velocidad de entre 30 y 40 kt y una altura de 100-140 m por encima del terreno.

Al llegar a la zona de «Dos Aguas» comenzaron a virar a la izquierda para continuar por el barranco de «Las Angustias» hacia el punto 3. Durante dicho viraje escucharon un ruido fuerte procedente de la zona del rotor de cola y el helicóptero comenzó a girar sobre sí mismo en dirección contraria al giro del rotor principal.

Redujeron la potencia de los motores. Al hacerlo disminuyó la intensidad del giro. No podían picar para ganar velocidad debido a que enfrente tenían la pared de la montaña. Indica también que no tenían control de guiñada.

Vieron dos montículos en el fondo del valle y dirigieron el helicóptero hacia ellos con intención de aterrizar sobre los mismos, de forma que las patas del tren de aterrizaje principal quedaran sobre la zona ascendente, con objeto de que ayudase a frenar la aeronave.

Estimaba que el helicóptero dio 6 o 7 giros completos, y añadió que antes de llegar al suelo consiguieron detener el giro del helicóptero y se aproximaron a los montículos en vuelo rectilíneo, aunque con un deslizamiento hacia la derecha.

Añadió que 4 o 5 s antes de llegar al suelo actuó sobre las palancas de gases de motores para incrementar la potencia, con objeto de frenar el régimen de caída, e instantes antes de aterrizar cortó los motores.

Cree que fallaron ligeramente al colocar el helicóptero sobre los montículos, no quedando bien apoyado, y que por eso y por el giro del rotor el helicóptero volcó hacia la izquierda.

No recuerda como salió de la aeronave. En el primer recuerdo que tenía después del accidente él ya estaba fuera de la aeronave. Unos 10 min después del accidente llegaron las primeras personas, que lo alejaron del helicóptero unos 20 m.

Se le preguntó en qué se habían basado para escoger la longitud de la eslinga, respondiendo que en el punto 1 había árboles elevados y que, aunque el día del accidente no había viento, la orografía hace que sea una zona muy propensa a rachas, y que esos dos motivos les hicieron escoger una eslinga larga. Añadió que estaban acostumbrados a trabajar en las montañas de Polonia con eslingas largas, incluso de hasta 50 m.

Con respecto a si abrieron el gancho de carga, respondió que él no lo hizo, que estaba controlando las palancas de motor, pero que cree que el piloto pudo hacerlo. Añadió que el interruptor de suelta está en el mando colectivo y va protegido por una guarda. Que en caso de haberse actuado, la guarda debería estar levantada. Indicó que además hay una palanca de suelta manual situada a los pies.

Preguntado sobre si notaron algún tirón u otra circunstancia reseñable alrededor del momento en que oyeron el ruido en la zona de cola, respondió que hasta el momento en que oyeron el ruido todo fue normal.

Finalmente, se le inquirió acerca de si llevaban puesto casco, a lo que respondió negativamente.

1.16.2. Declaraciones de testigos

1.16.2.1. Operario 1

Se encontraba junto a otro compañero en el punto 1, en una zona muy próxima al río, aunque a una cota un poco más alta.

Indicó que el helicóptero había llevado carga al punto 2 y debía estar volviendo a la zona de carga para iniciar otro transporte.

En un momento dado oyó por la radio una llamada del helicóptero, cuyo contenido no pudo precisar, pero que interpretó como una llamada de socorro. Entonces miró hacia arriba y vio el helicóptero girando sobre sí mismo y observó que del rotor de cola se desprendía algo, y que también salía humo blanco. Segundos después dejó de ver el helicóptero al quedar oculto por una montaña.

En el momento en que vio al helicóptero, éste estaba prácticamente en su vertical, a unos 300 m de altura, y pasó muy cerca de la cima de la montaña, tanto que creyó que impactaría con ella.

Su compañero y él echaron a correr hacia el lugar hacia el que se había dirigido el helicóptero y al cabo de un rato llegaron hasta el lugar donde se encontraban sus restos, y él avisó por radio del accidente.

No sabía cuántas personas había a bordo. Cuando estaba cerca del helicóptero miró hacia su izquierda y vio a una persona fuera del helicóptero sentada en un asiento. También se dio cuenta que había una fuga de combustible de los tanques del helicóptero y también se oía un ruido, como un zumbido continuo procedente del helicóptero.

Abrieron el cinturón de la persona que estaba fuera del helicóptero y lo alejaron de éste.

Preguntó por radio al capataz cuántas personas había en el helicóptero, y éste le dijo que dos. Miró dentro de la cabina y pudo ver al piloto dentro, observando poco después que movía un brazo.

Comenzaron a retirar piedras de debajo del helicóptero para abrir una vía por la que sacarlo. Poco tiempo después llegaron otras dos personas.

Entre tanto preguntaron por radio al mecánico que debían hacer para apagar el helicóptero (el zumbido que salía de su interior), y les dijo que desconectarán la batería, para lo que tenían que buscar un interruptor rotulado «BAT» o «BATTERY» y ponerlo en OFF. Su compañero entró a la cabina y desconectó la batería, cesando rápidamente el ruido.

Siguieron haciendo hueco debajo del helicóptero y consiguieron sacar al piloto que lo llevaron hasta donde estaba el mecánico, permaneciendo allí hasta que llegaron las asistencias sanitarias.

Preguntado acerca de si alguno de los tripulantes llevaba casco respondió que sólo llevaban puestos los cascos de comunicaciones.

Con respecto a la dirección a la que giraba el helicóptero cuando lo vio en los primeros instantes, contestó que el morro giraba de derecha a izquierda.

Respecto a las condiciones de viento existentes respondió que el viento era prácticamente nulo.

Preguntado acerca de si había visto la eslinga de carga, contestó que no era consciente de haberla visto.

1.16.2.2. Operario 2

Se encontraba con un compañero en el punto 1, que está ubicado en el barranco de Taburiente, en las inmediaciones del Roque de las Piteras. En un momento dado

escucharon por la radio de banda aérea una llamada como de socorro del helicóptero. En ese momento levantó la vista y vio el helicóptero, y observó que algo salía de la zona del rotor de cola y tal vez un poco de humo. Añadió que el helicóptero giraba sobre sí mismo a izquierdas.

Requerido para que precisase el lugar en que se encontraba el helicóptero en el momento en que lo vio, indicó que se encontraría sobre el barranco que hay al otro lado del Roque de las Piteras (barranco de Las Traves), ya que él lo veía por encima del Roque.

Con respecto a si tenían alguna carga que el helicóptero tuviera que recoger para llevar al punto de carga (La Viña) respondió que no, que solamente tenían que recibir material, añadiendo que sólo tenían que sacar cosas de las Casas de Taburiente.

Añadió que cuando llegaron otras dos personas al helicóptero abrieron la cabina, desabrocharon el cinturón de seguridad del piloto y lo sacaron entre los cuatro.

1.16.3. Prueba sobre helicóptero similar

Se realizó una comprobación con un helicóptero del mismo modelo que el accidentado, consistente en fijar el extremo de un cabo al gancho baricéntrico y tirar del otro extremo de forma que el cabo a pase por el eje del rotor de cola (véase figura 10). Se observó que el cabo contactaba con el fuselaje en la misma zona en la que se habían encontrado marcas de cable y que el gancho de carga se apoyaba contra la barra del trapecio que resultó arrancada.



Figura 10. Fotografías de la cuerda uniendo el gancho de carga y el rotor de cola en un helicóptero del mismo modelo que el accidentado

1.17. Información sobre organización y gestión

1.17.1. Información del operador

1.17.1.1. Certificado trabajos aéreos

El operador de la aeronave, Heliseco, disponía de un certificado de trabajos aéreos (AWC), número 124/09, emitido por la Oficina de Aviación Civil de la República de Polonia, con validez hasta el 28/02/2011 (renovado posteriormente hasta 25/02/2013), que habilitaba al operador para la realización de trabajos aéreos, de acuerdo con la «Part VII of the Air Law Act of 3 July 2002», y con las siguientes limitaciones:

1. Área geográfica:
Europa.
África.
Suramérica.
2. Tipo de navegación:
VFR.
3. Trabajos aéreos, diferentes de transporte aéreo comercial:
Operaciones de Agricultura y de restablecimiento del medioambiente (AW-Operaciones de carga externa con helicóptero (AW-3).
Lucha contra incendios con la aeronave modificada para esas operaciones (AW-5).
Búsqueda y rescate (AW-6).
Operaciones de trabajos aéreos en general, diferentes de transporte aéreo comercial, sin las modificaciones de equipamiento de la aeronave (AW-7).
4. Tipos de aeronaves:
Mi-2 (AW-1) (AW-3) (AW-5) (AW-7)
PZL W-3A, model PZL W-3AS (AW-3) (AW-5) (AW-6) (AW-7)
PZL W-3A, model PZL W-3A (AW-3) (AW-5) (AW-6) (AW-7)

En dicho certificado figura la relación de aeronaves del operador para las que es válido el certificado, entre las que se encuentra la que sufrió el accidente.

1.17.1.2. Manual de operaciones

La parte 14 del manual de operaciones de Heliseco está dedicada a las operaciones de carga y transporte de troncos, y contiene un apartado sobre medidas de seguridad, entre las que se encuentra la siguiente instrucción:

Para evitar el choque de la eslinga con el rotor de cola o que se golpee con el cono de cola, se debe limitar la velocidad de avance del helicóptero en vuelo sin carga

(solamente con la eslinga enganchada al helicóptero) a la velocidad respecto al aire de menos de 100 km/h. Se aconseja que la velocidad del helicóptero durante el traslado de los troncos de árboles (vuelo de transporte) sea menos de 100 Km/h – aunque dependerá de las condiciones del vuelo y de los tamaños de la carga transportada.

1.17.1.3. Planificación del trabajo

1.17.1.3.1. Planificación inicial

El trabajo consistía en transportar un total de 32.500 kg de carga, consistentes en 30.000 kg de cemento, 2.000 kg de combustible y un depósito vacío de 500 kg y de 2 m de diámetro y 5 m de longitud.

El contrato correspondiente se firmó entre el cliente e Hispánica de Aviación, S.A. (HASA) como empresa operadora que lo realizaría. El trabajo estaba previsto realizarlo a finales del mes de enero de 2011 con un helicóptero PZL W-3AS, de acuerdo al plan de trabajo que preparó personal de HASA, cuya síntesis es la siguiente:

- Equipo necesario:
 - Eslinga larga.
 - Eslinga corta.
 - Gancho giratorio.
 - Peso.
 - Red para emergencias, en caso de fallo de los sistemas de estiba.
- Personal:
 - HASA: 2 pilotos + 1 mecánico.
 - Cliente:
 - ☐ 2/4 personas en base de salida.
 - ☐ 2 personas en base llegada 1.
 - ☐ 2 personas en base llegada 2.
- Puntos de operación:
 - Salida:
 - ☐ Coordenadas: 28° 41' 08" N 17° 54' 34" W.
 - ☐ Aparcamiento entrada Parque Nacional.
 - ☐ Terreno arenoso. El cliente regará para evitar polvo.
 - ☐ Despejado.
 - ☐ Elevación: 730 ft.

– Llegada 2:

- ☐ Coordenadas: 28° 43' 33" N 17° 52' 29" W
- ☐ A mitad de camino.
- ☐ Terreno pedregoso. Lecho de arroyo.
- ☐ MUY CERRADO. Verlo antes.
- ☐ Elevación: 1.500 ft.
- ☐ Número de cargas a entregar: 24.
- ☐ Distancia a salida: 4 NM.
- ☐ Tiempo máximo por ciclo: 15 min.

– Llegada 1:

- ☐ Coordenadas: 28° 42' 31" N 17° 52' 46" W
- ☐ Base de la Caldera.
- ☐ Terreno pedregoso. Lecho de arroyo.
- ☐ Despejado.
- ☐ Elevación: 2.500 ft.
- ☐ Número de cargas a entregar: 4.
- ☐ Distancia a salida: 5 NM.
- ☐ Tiempo máximo por ciclo: 15 min.

- Cargas. El peso máximo previsto de las cargas era de 1.400 kg.

Por diversos motivos, no fue posible hacer el transporte en las fechas previstas y se pospuso su realización hasta finales del mes de febrero.

Debido a que el operador no disponía de aeronaves para esas fechas, optó por arrendar a la empresa polaca Helicopter Services (Heliseco) una aeronave, idéntica a la inicialmente prevista, con tripulación («wet lease»).

Previamente a su desplazamiento a Tenerife, HASA facilitó la información sobre la planificación del trabajo a la tripulación de la aeronave arrendada. Así mismo requirió al piloto que comprobase las zonas de descarga con un sobrevuelo previo y evaluase la viabilidad de la operación, determinase la longitud de la eslinga y concretase con el cliente el orden de las cargas y las coordenadas del punto de descarga del depósito.

1.17.1.3.2. Planificación revisada

El helicóptero, la tripulación y un mecánico pertenecientes a HELISECO y un técnico de HASA llegaron a la isla de La Palma el día anterior al del accidente y se dirigieron a La Caldera de Taburiente para sobrevolar e inspeccionar la zona de trabajo. Después de ello se dirigieron al aeropuerto de La Palma aterrizando en él. Posteriormente se desplazaron por carretera hasta Los Llanos de Aridane, y desde allí fueron conducidos al aparcamiento de La Viña por un empleado del cliente.

Inspeccionaron las cargas de cemento, que habían sido preparadas en sacas de 1.400 kg y el piloto solicitó que redujeran el peso de las mismas hasta 1.200 kg. Las cargas de combustible y el depósito estaban correctamente preparadas.

A continuación realizaron una reunión con el representante del cliente para concretar los detalles de la operación. Uno de ellos fue la definición de un nuevo punto dentro de La Caldera en el que habría de descargarse el depósito, cuyas coordenadas son 28° 43' 20.55" N 17° 52' 32.66" W y su elevación de 2.530 ft.

Tanto el enganche de las cargas en «La Viña» como su desenganche en cada uno de los puntos de descarga, serían realizados por personal del cliente.

Debido a que alguna de las zonas de descarga era estrecha y había árboles elevados, decidieron utilizar una eslinga de 20 m.

1.18. Información adicional

1.18.1. *Licencia de ingeniero de a bordo (FEL)*

La licencia de ingeniero de a bordo editada bajo las normas del Anexo 1, Licencias al personal, de OACI atribuye al titular la potestad de actuar como tal en los tipos de aeronaves en los que haya demostrado los conocimientos y la pericia que determine la autoridad otorgadora de la licencia.

Con referencia a los procedimientos de emergencia el Anexo 1 requiere que el titular haya demostrado un nivel de conocimientos apropiado sobre los procedimientos normales, anormales y de emergencia y los procedimientos operacionales para el transporte de carga en general y de mercancías peligrosas.

Y con referencia a la pericia sobre los procedimientos de emergencia requiere que el titular haya demostrado su capacidad para desempeñar las funciones y llevar a cabo los procedimientos de reconocimiento de condiciones de emergencia y de la utilización de procedimientos apropiados de emergencia.

La autoridad de aviación civil de Polonia requiere para el mantenimiento de la pericia la realización de un test para el mantenimiento de la habilitación como ingeniero de a bordo, denominado Wzor Nr 62 (02/042010) y que en su punto 4.c) requiere la aprobación del procedimiento a seguir en emergencias en vuelo.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No aplicable.

2. ANALISIS

2.1. Consideraciones generales

El helicóptero participaba en una operación de transporte de carga externa desde el exterior de la Caldera de Taburiente al interior de la misma y extracción de basura desde el interior al exterior de la Caldera. La operación había sido programada con anterioridad y modificada el día anterior al añadir un nuevo punto donde iba a transportarse el depósito de una depuradora.

Una vez realizado el transporte del depósito y dejado el mismo en el nuevo sitio seleccionado, la tripulación de vuelo requirió, vía radio tierra-aire, información al personal de tierra para enganchar la carga de basura al gancho y proceder a su extracción, dicho personal les comentó que no podían hacerlo porque debían desplazarse a otro punto distinto a éste y les preguntó si podrían regresar de vacío a la zona de carga.

Tras este cambio, el helicóptero despegó desde una altitud de 2.540 ft con la intención de regresar a la zona de carga en casa de la viña. El despegue se realizó con un régimen de ascenso de 1.200 ft/min hasta alcanzar una altitud máxima de 2.864 ft, que mantuvo durante 10 segundos. Después descendió hasta alcanzar una altitud media de 2.700 ft, que sostuvo durante 17 segundos, hasta el momento en el que se produjo la desestabilización del helicóptero. Seis segundos después se iniciaron una serie de giros del helicóptero alrededor de su eje vertical.

La tripulación consiguió estabilizar el helicóptero al eliminar la aplicación del par de potencia reduciendo la potencia de los motores y realizó un aterrizaje de emergencia que finalizó con el helicóptero impactando contra el terreno y volcando sobre su costado izquierdo.

Personal de la empresa contratante que estaba en uno de los puntos seleccionados para el transporte del material pudo comunicar la emergencia inmediatamente y atender a la tripulación en escasos minutos. El mismo personal desconectó la batería siguiendo instrucciones del mecánico.

2.2. Desestabilización del helicóptero

Según información del ingeniero de a bordo, el suceso se inició cuando escucharon un ruido fuerte de la zona del rotor de cola y el helicóptero comenzó a girar sobre su eje vertical en dirección contraria al giro del rotor principal. En el CVR se escucha un ruido en el instante $t = 1.803$ s ya descrito en el punto 1.11.2, que puede coincidir con el declarado por el FEL y los giros están registrados en el FDR seis segundos después de producirse el ruido.

En el momento en que se inició la desestabilización, instante $t = 1803$ s, el helicóptero volaba a una altitud real (corregida) de 2.820 ft y a 122 kt de velocidad indicada (IAS).

En esas condiciones y sin ninguna carga sujeta al gancho, la eslinga estaría inclinada hacia detrás, de manera que formaría cierto ángulo con la vertical. El valor de este ángulo se ha estimado en 45° , en cuyo caso, la parte inferior de la eslinga estaría unos 40 ft por debajo del helicóptero, es decir, a unos 2.780 ft.

En ese instante quedaron grabados en el FDR valores muy altos de aceleración vertical, próximos a 5 g negativos. En los 2 s siguientes se produjo una pérdida de altitud de 240 ft y una disminución de la velocidad de 121 kt a 24 kt .

Para que se puedan producir estos altos valores de aceleración y los grandes cambios en la velocidad y la altitud de la aeronave se requiere la intervención de una fuerza de magnitud considerable.

Si bien no se dispone de información que permita precisar el lugar en el que se encontraba el helicóptero en ese momento, es posible establecer su posición de forma aproximada apoyándose en el conocimiento de la ubicación del lugar en el que se descargó el depósito, así como en la situación de los testigos, de los restos principales del helicóptero y de los fragmentos desprendidos en vuelo. En base a esta información, es posible llegar a la conclusión de que la aeronave probablemente se encontraría en la zona del Barranco de Las Traves, muy próximo o incluso sobrevolando la arista montañosa que discurre entre el Roque de la Brevera Macha y Dos Aguas. La altura de los picos de esta arista en la zona en la que podría encontrarse el helicóptero llega a alcanzar un máximo de 862 m (2.828 ft).

En cuanto a la rotura de la eslinga de carga conviene recordar que la misma se produjo en su extremo inferior, y que el examen de la superficie de fractura ha permitido determinar que fue producida por un mecanismo de tracción. Para producir una rotura por tracción se precisa la aplicación de dos fuerzas opuestas, una a cada lado de la sección de rotura.

En este punto es preciso examinar la posibilidad de que dicha rotura haya podido ser producida únicamente con la intervención del helicóptero.

En este sentido, cabrían dos hipótesis: la primera consistiría en que al enrollarse la eslinga en el rotor de cola se produjo un tirón que la rompió, y la segunda sería que la rotura se produjo como consecuencia del impacto de una pala contra el cable.

De haberse dado el primer supuesto, la rotura se habría producido en el extremo superior de la eslinga.

La segunda hipótesis se descarta también por dos motivos. El primero es que la palas del rotor principal no tienen ninguna evidencia de haber impactado contra el cable y las

del rotor de cola no tienen suficiente resistencia para romper el cable, y la segunda es que, admitiendo que pudieran romperlo, la rotura producida por un impacto de una pala no mostraría características de rotura por carga axial.

Además de estas razones, es preciso añadir otra más, consistente en que ninguno de estos escenarios habría sido capaz de producir los altos valores de aceleración vertical que experimentó la aeronave, ni la fuerte disminución de velocidad y pérdida de altura.

Así pues, la rotura del cable de la eslinga de carga sólo pudo ser producida con la intervención de algún elemento externo.

En este sentido, se sabe que el helicóptero estaba volando a una altitud de 2.820 ft (parte inferior de la eslinga a 2780 ft) en una zona en la que los picos de las montañas se elevan hasta 2.828 ft, por lo que cabría la posibilidad de que el extremo inferior de la eslinga se hubiera enganchado en algún punto del suelo.

De haberse producido este hecho, el extremo inferior de la eslinga se habría quedado «detenido», en tanto que el superior continuaría desplazándose conjuntamente con el helicóptero, hasta que el cable quedó tensado y se produjo un fuerte «tirón», que produjo su rotura por un mecanismo de tracción. Esta fuerza se transmitió al helicóptero y fue la que generó los elevadísimos valores de aceleración vertical así como la posterior pérdida de velocidad y altura.

Una vez que se produjo la rotura del cable, la tensión a la que estaba sometido produjo el retorno de su extremo inferior (efecto látigo), que ascendió hasta alcanzar el rotor de cola e impactar contra sus palas. Esto produjo la rotura y pérdida paulatina de tramos de las palas y el comienzo del enrollamiento del cable alrededor del rotor.

Como éste debió continuar girando, el cable siguió enrollándose alrededor de él, hasta que quedó recogido todo el cable que estaba libre (el otro extremo del cable se mantenía unido al gancho baricéntrico del helicóptero). A consecuencia de esto el cable quedó nuevamente con tensión, y se produjeron las marcas encontradas en la parte inferior del fuselaje del helicóptero.

En los primeros segundos el helicóptero respondió al desplazamiento del pedal derecho contrarrestando el primer giro hacia la izquierda. Pero seis segundos después el helicóptero inició un giro nuevamente hacia la izquierda, sin que la tripulación pudiera esta vez controlarlo accionando los pedales. Este comportamiento posiblemente se debió a la rotura paulatina de las palas del rotor, a consecuencia de la cual se produjo la pérdida progresiva de la efectividad del rotor de cola.

Estos giros no comandados se producen cuando el helicóptero está en vuelo con potencia aplicada o vuela a una velocidad inferior a la V_y y pierde el empuje del rotor de cola (véase punto 1.6.2.2.1) En estos casos sólo puede detenerse el giro

incrementando la velocidad por encima de la V_y o anulando el par de potencia aplicado al rotor principal.

Asimismo, a medida que se iba tensando el cable como consecuencia de su enrollamiento en el rotor, se iba acercando al estabilizador horizontal, hasta que lo alcanzó y produjo la rotura del fragmento que se desprendió en vuelo. Además, la tensión ejercida en el cable pudo producir deformaciones en la estructura del fuselaje de cola que pudieron afectar negativamente a la efectividad de los mecanismos de control de paso de las palas del rotor de cola.

A la vista de lo anterior cabe concluir que la hipótesis de que el extremo inferior de la eslinga de carga se quedase enganchado en algún punto del terreno, es plenamente consistente tanto con las características de la rotura del cable, como con los valores de los parámetros grabados en el FDR y con las roturas de los elementos desprendidos en vuelo y las marcas dejadas por el cable en el helicóptero y en general con el comportamiento posterior del helicóptero.

El piloto consiguió detener los giros de la aeronave, mediante la reducción del par suministrado por los motores, después de que el helicóptero realizara tres giros completos de 360° en 18,5 segundos.

Finalizado el movimiento de giro la situación de inestabilidad del helicóptero continuaba al encontrarse éste sin empuje del rotor de cola, con los motores a ralentí, con un alto régimen de descenso, con una velocidad indicada de 31 kt, con un ángulo de cabeceo de 18° negativos y una altura sobre el terreno muy escasa.

2.3. Gestión de la emergencia

La primera guiñada hacia la izquierda pudo ser contrarrestada al responder el helicóptero a la petición de pedal derecho del piloto, lo que indica que en ese momento se mantenía el control sobre el mecanismo de cambio de paso del rotor de cola.

El control sobre este mecanismo se perdió inmediatamente después, según se aprecia en los datos del FDR, al no haber desplazamiento de la varilla de actuación a pesar de sí haberlo en los pedales. No obstante, la pérdida del control sobre el rotor de cola no implica la pérdida del empuje de éste, puesto que en esta situación las palas se posicionarán en un ángulo de 7° , en el que seguirán proporcionando empuje mientras el rotor siga girando. Por este motivo, durante los siguientes segundos el rumbo del helicóptero se mantuvo relativamente estable, aunque se aprecia que esta estabilidad se fue perdiendo paulatinamente, posiblemente como consecuencia de la rotura y pérdida gradual de las palas de la hélice del rotor de cola.

Por el contrario, la altitud y la velocidad no pudieron ser controladas, como lo demuestra el fuerte descenso sufrido y la reducción brusca de velocidad hasta los 24 kt.

El nuevo giro a izquierdas no comandado del helicóptero requirió de la tripulación la eliminación del par de potencia aplicado por ambos motores al rotor principal. Según los datos registrados, el piloto mandó parar los motores y el FEL los puso a ralentí, deteniéndose el giro del helicóptero instantes después.

La nueva configuración de vuelo del helicóptero y la altura sobre el fondo del valle no permitían ganar velocidad por encima de la V_y y aplicar de nuevo potencia para volar el helicóptero hasta alcanzar un lugar seguro de aterrizaje, por lo que debía completarse un aterrizaje forzoso en autorrotación.

El piloto gestionó este último tramo de la emergencia maniobrando los controles de vuelo para incrementar la velocidad desde 30 kt hasta alcanzar 60 kt, momento en el que inició una suave y continuada elevación del morro del helicóptero. Antes de la recogida, y mientras ganaba velocidad, el piloto mantuvo la palanca del colectivo en valores que primaban reducir el régimen de descenso frente a la ganancia de revoluciones del rotor principal, aunque tratando de mantener éstas.

El piloto inició la recogida elevando el morro del helicóptero en un primer momento y a continuación bajando la palanca del colectivo, aproximadamente un 50% de su recorrido hasta el mínimo. Las revoluciones del rotor principal alcanzaron un valor de 106% cuando el ángulo de cabeceo era de 10° y la velocidad indicada era de 56 kt. Inmediatamente después se incrementó rápidamente el ángulo de cabeceo hasta alcanzar un valor de 57° y se elevó la palanca del colectivo hasta alcanzar y mantener valores muy altos.

El régimen de descenso se detuvo al alcanzar el helicóptero los 10° de cabeceo, e inició un ligero ascenso volviendo a descender de nuevo. La palanca de colectivo fue subida rápidamente y el ángulo de cabeceo fue incrementándose rápidamente.

Al pasar por los 20° de cabeceo la velocidad indicada había descendido a 51 kt y el helicóptero estaba nuevamente elevándose.

El incremento del ángulo de cabeceo por encima de los 20° , que es el estándar en una recogida, sería indicativo de la inexistencia de espacio suficiente para detener el desplazamiento del helicóptero y aterrizar antes de alcanzar la pared casi vertical del valle transversal.

El paso por los 57° de ángulo de cabeceo fue breve, descendiendo a 29° en tres segundos. El rumbo del helicóptero era de 154° , la velocidad indicada de 0 kt, y las revoluciones del rotor principal habían caído hasta el 43%.

El helicóptero se hallaba sin ángulo de alabeo, por lo que su paso de ángulo de cabeceo de 57° a 29° y con la palanca del cíclico hacia delante, es coherente con la maniobra

para situar el helicóptero lo más horizontal posible para su toma de contacto con el terreno.

Los datos registrados finalizan con el helicóptero en esta situación.

2.4. Descenso hasta el suelo

El tiempo transcurrido entre la última posición registrada y el impacto contra el terreno no ha podido ser determinado pero se estima que tuvo que ser de escasos segundos.

Tampoco ha podido ser determinado si el giro hasta el rumbo 060° en que se hallaban los restos del helicóptero se debió al incremento del par de motores, tal como informó el FEL, y que no se ha podido corroborar en el FDR debido a la ausencia de datos de esta fase, o por alguna otra causa al impactar el helicóptero con el terreno.

2.5. Impacto contra el terreno

Los daños localizados en la parte frontal derecha e inferior del helicóptero a la altura del suelo de la cabina por un lado; y por otro lado los daños localizados en el patín de cola muestran que el helicóptero impactó dos veces contra el terreno.

Los daños en el patín de cola, cono de cola y en la unión de éste con la estructura principal del helicóptero son consistentes con un impacto contra el terreno de la parte posterior del helicóptero. Para que el patín de cola impacte contra el terreno es preciso que el helicóptero tenga una actitud muy marcada de cola abajo y morro alto, tal y como sucede en el momento en que el helicóptero alcanzó un ángulo de picado de 57°.

Las características del terreno constituido por piedras sueltas y por el cauce del arroyo con agua, piedras y sedimento en su fondo, no permitió localizar el lugar de dicho impacto.

Los daños que presentaba el helicóptero en su parte frontal, así como en la parte inferior derecha de la cabina y el desplazamiento de la pata delantera del tren de aterrizaje hacia atrás y hacia la izquierda, sin daños en las ruedas, son consistentes con un impacto de la parte frontal derecha de la cabina y suelo de la misma con la parte superior del talud. Este impacto detuvo el desplazamiento del helicóptero que debía tener componentes hacia delante y hacia la derecha. La posición en la que quedó el asiento derecho con el FEL sentado en él fuera de los restos del helicóptero, es también consistente con el impacto descrito.

Este segundo impacto indicaría que la tripulación niveló el helicóptero tras la recogida en actitud tan marcada (57°) que realizaron.

La ausencia de daños en el tren de aterrizaje principal indicaría que el contacto de éste con el terreno no fue violento, posiblemente debido a que la maniobra de recuperación de la recogida acabó muy cerca del suelo.

El conjunto del estabilizador vertical y el rotor de cola se hallaban siguiendo la trayectoria que posiblemente seguía el helicóptero (rumbo próximo a 150°), más allá de los restos principales. A su lado se encontraba un montón formado por la tierra, piedras y ramas del arbusto que se habían desprendido de la ladera donde se apreciaron los impactos descritos en el punto 1.12.1.

De acuerdo con la descripción anterior, en el momento en el que se registraron los últimos datos en el FDR, el helicóptero se encontraría en actitud prácticamente nivelada, tras la ejecución de la recogida, y muy cercano al suelo.

2.6. Estudio y planificación del trabajo a ejecutar

En la planificación que se hizo acerca del trabajo a realizar no se ha observado mención alguna acerca del número de cargas de basura a transportar ni su ubicación.

Esta planificación debería haber contemplado qué cargas había que llevar a cada uno de los puntos del interior de La Caldera, y cuantas cargas de basura había que retirar de cada uno de estos puntos, con objeto de determinar si la totalidad de los vuelos se podrían hacer con carga.

En el supuesto de haber llegado a la conclusión de que no había carga a transportar en alguno de los vuelos, debería haberse previsto tal circunstancia y haberse preparado un lastre, a fin de evitar hacer ningún vuelo en vacío.

Como la planificación no alcanzó ese nivel de detalle, no permitió averiguar de antemano que en el punto en el que había que dejar el depósito no había ninguna carga de basura.

Esta circunstancia queda claramente patente a la vista del desconocimiento de los pilotos sobre este hecho cuando van a proceder a recoger la basura y el equipo de tierra les informa que les han comunicado que les digan si pueden regresar de vacío a por una nueva carga a La Viña.

A su vez, esta circunstancia pudo provocar en la tripulación cierto malestar por tener que hacer el vuelo en vacío, ya que esto implicaba que tendrían que hacer un mayor número de vuelos y emplear más tiempo del previsto.

La cercanía de las zonas de carga y descarga suponía una dificultad para que el helicóptero pudiese alcanzar y volar a una altitud de 500 ft o más sobre el terreno.

La planificación del trabajo debería haber estudiado y valorado las alturas de seguridad a las que debía volar la aeronave, para mantener una adecuada separación con las cúspides de las montañas.

Por los motivos expuestos anteriormente se ha considerado conveniente emitir una recomendación de seguridad, con objeto de que se mejoren los procedimientos del operador en lo que se refiere al estudio y planificación de las operaciones de carga externa.

2.7. Procedimientos de operación

El vuelo del accidente se estaba realizando con la eslinga de carga, pero sin ninguna carga pendiendo de ella.

Como se ha indicado en 1.6.2.1 el manual de vuelo de la aeronave prohíbe hacer vuelos en esas condiciones, en tanto que el manual de operaciones lo permite, aunque limitando la velocidad a 100 km/h (54 kt).

Con independencia de la contradicción existente entre estos documentos, que será objeto de discusión en el punto 2.8, conviene analizar la forma en la que se estaba desarrollando el vuelo en el que se produjo el accidente.

El momento en el que se inició la desestabilización de la aeronave, ésta estaba volando sin ninguna carga suspendida de la eslinga de carga y a una velocidad indicada de 225 km/h (121kt).

Esta situación contravendría cualquiera de los manuales anteriormente mencionados. El manual de vuelo al hacer la operación sin carga, y el de operaciones por volar a una velocidad que estaría por encima del doble de la máxima que contempla este documento.

Por otra parte, como se ha indicado en el punto 1.6.2.2.1, la sección 3, procedimientos de emergencia, del manual de vuelo de la aeronave contiene un apartado dedicado a los fallos del rotor de cola, que facilita el procedimiento a seguir en caso de fallo de éste.

En los casos como los del accidente objeto de este informe, el procedimiento indica que cuando el aterrizaje esté asegurado se apagarán los motores.

Esta acción ha de ser llevada a cabo por el FEL. Consecuentemente con ello, la instrucción recurrente de este tripulante contempla la práctica de estas emergencias.

En el punto 1.11.2, dedicado al registrador de voces en cabina, se ha reflejado que de acuerdo a los sonidos grabados en este equipo, en el instante $t=1836$ s el piloto pidió al FEL que apagase los motores.

En cambio, en el punto 1.11.1, dedicado al registrador de datos de vuelo, puede comprobarse que los motores no fueron apagados durante el periodo de tiempo que dura la grabación, sino que fueron llevados a potencia de ralentí.

A la vista de lo anterior, cabe llegar a las siguientes conclusiones:

Que la actuación del piloto no fue acorde con lo establecido tanto en el manual de vuelo como en el manual de operaciones.

Que el ingeniero de a bordo no realizó adecuadamente los procedimientos, al no seguir la petición del piloto de que apagase los motores, y al no aplicar fielmente el procedimiento que requiere que se apaguen éstos.

Por este motivo, se considera conveniente que el operador refuerce la instrucción de sus tripulaciones en lo que se refiere a la adherencia a los procedimientos de operación, emitiéndose una recomendación de seguridad al respecto.

2.8. Vuelo con eslinga

En el vuelo del suceso el helicóptero volaba con una eslinga de 20 m de longitud sin ninguna carga colgando del gancho existente en su extremo inferior.

La velocidad que registraba el helicóptero antes y en el instante en que sucedió la desestabilización era de 225 km/h (121 kt).

Con respecto al vuelo sin carga, el suplemento del manual de vuelo del helicóptero dedicado a la operación con el gancho de carga externo establece que: «excepto para estacionarios o maniobras en estacionario las operaciones con eslinga sin peso están prohibidas».

Por su parte, el manual de operaciones del operador (punto 1.17.1.2) establece que se debe limitar la velocidad de avance del helicóptero en vuelo sin carga (solamente con la eslinga enganchada al helicóptero) a la velocidad respecto al aire de menos de 100 km/h (54 kt).

De lo anterior cabe concluir que existe una clara contradicción entre las limitaciones sobre las operaciones sin carga establecidas en el manual de vuelo de la aeronave (prohibidas), y las contenidas en el manual de operaciones del operador (permitidas con limitaciones).

En la subparte P, OPS. 1.1040, letra k), del Reglamento (CE) n.º 859/2008 de la Comisión, por el que se modifica el Reglamento (CEE) n.º 3922/91 del Consejo en lo relativo a los requisitos técnicos y los procedimientos administrativos comunes aplicables

al transporte comercial por avión, se establece que: «el operador deberá garantizar que la información tomada de documentos aprobados, y cualquier enmienda de los mismos, se refleje correctamente en el Manual de Operaciones, y que éste no contenga ninguna información que se oponga a cualquier documentación aprobada. Sin embargo, este requisito no impedirá que el operador pueda utilizar datos y procedimientos más prudenciales».

De lo anterior se infiere claramente que un manual de operaciones no puede contener ninguna instrucción que se oponga o sea menos limitativa que las contenidas en el manual de vuelo de la aeronave.

Por lo tanto, se considera que debería modificarse el manual de operaciones del operador para adecuarlo al manual de vuelo de la aeronave, en lo que atañe a las operaciones con el gancho de carga externo, emitiéndose una recomendación de seguridad sobre el particular.

3. CONCLUSION

3.1. Conclusiones

Ambos tripulantes estaban habilitados y tenían amplia experiencia en la realización de vuelos con carga externa.

La aeronave era apta para la realización de vuelos con carga externa y había pasado su revisión de mantenimiento.

El estudio y la planificación de los trabajos a realizar no alcanzaron el suficiente nivel de detalle, lo que permitió que quedaran sin contemplar aspectos esenciales para la seguridad de la operación. A consecuencia de ello, la tripulación de vuelo desconocía que tras la suelta del depósito para la depuradora deberían retornar en vacío.

En el vuelo en el que sucedió el accidente, el helicóptero volaba con la eslinga colgando del gancho baricéntrico sin carga alguna, a altitud similar a la de las zonas más elevadas del terreno circundante, con plena potencia de motores y a 225 km/h (121 kt).

El vuelo en estas condiciones contravenía tanto al manual de vuelo de la aeronave como al manual de operaciones del operador.

En el análisis de los datos del FDR, así como en los restos de la aeronave, no se ha apreciado ninguna evidencia de anomalía o de falla de ésta previas al impacto.

El helicóptero sufrió una desestabilización durante el vuelo, durante la que se alcanzaron valores muy elevados de aceleración vertical (negativa), se redujo sensiblemente la velocidad y altitud de la aeronave, y se inició una fuerte guiñada a la izquierda llegando a completar tres giros a ese lado.

La causa de tal desestabilización fue el enganche del extremo inferior de la eslinga de carga en algún punto del terreno.

El piloto ordenó al ingeniero de vuelo que parase los motores, quién los puso a ralentí en lugar de pararlos.

Al no parar los motores, el ingeniero de a bordo no aplicó correctamente los procedimientos. El primero al no seguir la petición del piloto de que los apagase, y el segundo no aplicando fielmente el procedimiento que requiere que se apaguen.

Tras detener su giro, la aeronave se hallaba dentro de un valle angosto, sin velocidad suficiente para poder aplicar potencia y continuar el vuelo hasta un lugar seguro donde ejecutar una toma en autorrotación.

Durante la maniobra de recogida la cola del helicóptero pudo descender hasta impactar con el suelo y producir los daños del patín de cola y del cono de cola donde se apoya dicho patín.

Aunque la maniobra de recogida se realizó completamente, durante su ejecución no pudo neutralizarse toda la velocidad de avance del helicóptero, a causa de lo cual el contacto del helicóptero con el terreno fue violento.

El vuelco hacia el costado izquierdo del helicóptero pudo ser debido a un mal apoyo del helicóptero sobre un terreno irregular.

El manual de operaciones del operador contiene instrucciones acerca de los vuelos en vacío menos restrictivas que las que se establecen en el manual de vuelo de la aeronave.

3.2. Causas

Se considera que la causa del accidente fue la realización de un vuelo a altitudes que no aseguraban una adecuada separación con el terreno circundante, con la eslinga de carga externa en vacío, lo que permitió que el extremo inferior de la eslinga se enganchara en algún punto del terreno, lo que produjo la desestabilización del helicóptero.

Se consideran factores contribuyentes en el accidente:

- La deficiente planificación del trabajo a realizar.
- El fallo en la adherencia a los procedimientos operacionales.
- Las contradicciones existentes entre los manuales de vuelo y de operaciones.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

- REC 94/12.** Se recomienda al operador de la aeronave, Heliseco, que revise sus procedimientos en lo que se refiere al estudio y planificación de las operaciones de carga externa, con objeto de que se asegure que previamente a la realización de un trabajo de carga externa se ha realizado un adecuado estudio y planificación del mismo.
- REC 95/12.** Se recomienda al operador de la aeronave, Heliseco, que asegure la instrucción de sus tripulaciones en lo que se refiere a la adherencia a los procedimientos de operación.
- REC 96/12.** Se recomienda a la autoridad de aviación civil de Polonia, que requiera al operador de la aeronave, Heliseco, que modifique su Manual de Operaciones en lo referente a las operaciones de carga externa, a fin de adecuarlo al manual de vuelo.

